

## PRINCIPIOS BASICOS DE FUNCIONAMIENTO DEL MOTOR DE REACCION.

### LEYES FISICAS DEL MOVIMIENTO:

La parte de la Mecánica que estudia la relación entre las fuerzas y los movimientos que provocan se denomina DINÁMICA.

La Dinámica se basa en tres Principios fundamentales que fueron enunciados por Isaac Newton:

1. Principio de **Inercia** (*Primera Ley de Newton*): Para modificar el estado de reposo o movimiento de un cuerpo, partícula o grupo de partículas es necesario aplicarle una fuerza.
2. Principio de **Proporcionalidad** entre fuerzas y aceleraciones (*Segunda Ley de Newton*): La fuerza que actúa sobre un cuerpo, partícula o grupo de partículas es igual a su masa multiplicada por su aceleración. También se conoce como **principio de igualdad entre la fuerza que actúa y la variación de la cantidad de movimiento** ("momentum") con respecto al tiempo que produce.
3. Principio de **Acción y Reacción** (*Tercera Ley de Newton*): **A toda fuerza se opone otra igual y de sentido contrario**. Cuando un cuerpo (partícula o grupo de partículas) interacciona con otro cuerpo (partícula o grupo de partículas), la fuerza que ejerce el primero sobre el segundo es igual y de sentido opuesto a la que este ejerce sobre el primero.

### MECANISMO DE LA PROPULSION:

Para que un cuerpo se acelere es necesario aplicarle una fuerza (por la *Segunda Ley de Newton*) y debe existir otro cuerpo al que le aplique una fuerza igual y contraria (por la *Tercera Ley de Newton*).

Si como consecuencia de la fuerza aplicada sobre el cuerpo (avión) este se desplaza en una determinada dirección, debe haber otro cuerpo (gases de escape de motor) que lo haga en sentido contrario.

Se consigue que haya una fuerza aplicada sobre el avión (por el motor), y que haga acelerar a este y/o vencer la resistencia aerodinámica que le opone la atmósfera en que vuela, mediante la variación de la cantidad de movimiento que el motor imprime a los gases que lo atraviesan.

### MOTORES Y PROPULSORES:

Los distintos sistemas empleados para hacer mover cualquier móvil disponen para hacerlo de motor y de propulsor que, generalmente, se encuentran bien diferenciados.

**El motor es el encargado de extraer la energía** (química) contenida en la fuente que la contiene (combustible) y transformarla en energía mecánica (que puede ser un par de fuerzas, par motor, en el eje del propio motor). **El propulsor es el encargado de transformar esa energía mecánica** proporcionada por el motor **en energía cinética** (de movimiento) del móvil.

En el automóvil el motor se encarga de extraer la energía del combustible (gasolina o gas-oil) y transmite la energía mecánica al propulsor que son las ruedas motrices del coche. El par motor en las ruedas se convierte en energía cinética (movimiento) del coche.

En el caso del ferrocarril eléctrico su motor es el encargado de transformar en par motor (mecánico) la energía eléctrica que recibe de la catenaria y transmitírsela a las ruedas motrices de la locomotora (propulsor).

La hélice del barco o del avión es el propulsor en ambos medios de locomoción.

Solamente los motores a reacción usados en aviación son a la vez motores y propulsores (“**motopropulsores**”), ya que transforman directamente la energía química contenida en el combustible en energía cinética del chorro de gases que sale del motor y que es el que propulsa al avión en sentido contrario.

Se denominan **Grupos Motopropulsores** a los formados por la **combinación de un Motor** (generador de energía) y un **Propulsor** (encargado de ejercer la fuerza de propulsión). Es el caso por **ejemplo** de los **Turboejes** en que el motor turboeje se encarga de generar la energía para mover las transmisiones y son los rotores los encargados de propulsar al helicóptero.

Los motores de reacción se clasifican en “**autónomos**” y “**no autónomos**”. Los primeros, como los motores cohete, llevan a bordo todas las especies químicas necesarias para producir la combustión. Los segundos solo llevan el combustible y el oxidante (oxígeno) necesario lo toman del medio (atmósfera) en que operan.

## PROPULSION POR REACCION.

### EL MOTOR DE REACCION – PRINCIPIO DE FUNCIONAMIENTO:

Se denominan **motores de reacción** a las **máquinas térmicas** que **transforman la energía de** los propulsores (**combustible** y aire atmosférico) **en energía cinética del chorro de gases** que las atraviesan. Ese es precisamente su principio básico de funcionamiento.

En realidad nos estamos refiriendo a los motores de reacción **NO AUTONOMOS**, es decir de los que **precisan del aire atmosférico (oxidante o comburente)** del ambiente en que operan **para reaccionar químicamente con el combustible** que el mismo transporta. Este es el tipo de motor de reacción que se usa en aviación y al que en todo lo sucesivo nos vamos a referir, si bien debemos hacer notar que existe otro tipo de motores de reacción que son los **AUTONOMOS** (aquellos, **como los motores cohete**, que **no necesitan** tomar **ningún elemento del ambiente** en que operan para realizar la reacción química que los propulsa por transportar con ellos mismos todo lo necesario).

**En aviación** se usan motores **NO autónomos**. Aunque existen motores de reacción no autónomos de otros tipos (estatorreactores o pulsorreactores), en aviación **casi exclusivamente** se usan los **Turborreactores**, que son los motores **que comprimen el aire que admiten** mediante un **turbocompresor**. **Todo cuanto veamos a continuación se referirá a los Turborreactores, aunque les llamemos motores de reacción.**

Los **elementos** básicos **de** todo **Turborreactor**, yendo de adelante hacia atrás en el mismo sentido en que lo atraviesan el aire y los gases de la combustión, son: **conducto de admisión, sección de compresión, difusor pre-cámara(s), cámara(s) de combustión, sección de turbina y tobera de escape (salida).**

La forma como se produce el funcionamiento de un motor de reacción es:

- El aire que incide en la entrada del motor se comprime debido a su velocidad, y por la forma divergente de él, en el **conducto de admisión (de entrada)** del motor antes de entrar en el compresor.
- **El(los) compresor(es)**, movido(s) a través de eje(s) interno(s) por la(s) turbina(s), mediante el suministro de trabajo, elevan considerablemente la presión del aire que había entrado en él.
- El aire comprimido es decelerado convenientemente al pasar por el **difusor pre-cámara(s)** antes de ser introducido en la(s) **cámara(s) de combustión**, donde mezclado convenientemente con el combustible que es inyectado en ella(s) hace arder a este a una presión prácticamente constante pero elevando enormemente la temperatura de los gases resultantes por el calor generado durante la combustión.

- Los gases de combustión, a una elevada presión y temperatura, se hacen pasar por **la(s) turbina(s)** donde parcialmente se expansionan, extrayéndoles así el trabajo necesario para mover el(los) compresor(es), los accesorios de motor y avión conectados mecánicamente al motor y, en su caso, la hélice o el eje de potencia conectados al mismo.
- Finalmente los gases de escape se terminan de expansionar en la **tobera de salida** donde se aceleran y se acaba de incrementar su velocidad (energía cinética). El incremento de cantidad de movimiento de los gases de escape respecto a la que tenía el aire que entró en el motor es el responsable de producir la fuerza de empuje con que el motor propulsa al avión.

La admisión y la sección de compresión constituyen la **Zona Fría ("Cold Section")** del motor y Cámara(s) de combustión, sección de Turbina(s) y Tobera es la **Zona Caliente ("Hot Section")** del motor.

El proceso termodinámico mediante el cual el motor de reacción realiza el funcionamiento descrito se puede representar mediante el ciclo ("BRAYTON") representado en la Fig. "1".

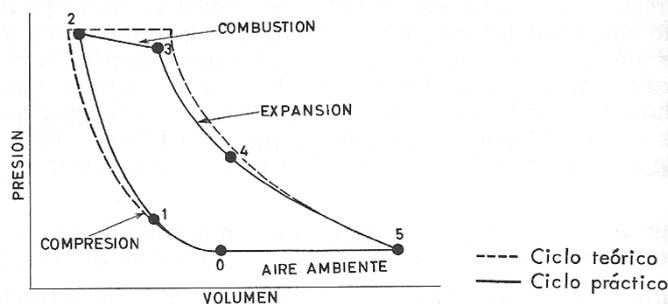


Fig "1". - Ciclo Brayton

En la mencionada figura se representan tanto el ciclo teórico como la aproximación del ciclo real (práctico) que lleva a cabo el motor sobre el aire/gases que lo atraviesan. Las características del ciclo (teórico), y aproximadamente las del ciclo real, son:

- **"0 – 1": Compresión (adiabática, sin adición de calor)** hasta la entrada en el compresor (incluyendo la compresión dentro del conducto de admisión del motor).
- **"1 – 2": Compresión (adiabática)** en el/los compresor(es) y difusor pre-cámara(s).
- **"2 – 3": Combustión a presión constante** en cámara(s).
- **"3 – 4": Expansión (adiabática)** en la sección de turbina(s).
- **"4 – 5": Expansión (adiabática)** final en la tobera de salida.
- **"5 – 0": Exclusivamente ideal y a efectos de completar el ciclo.** Significa que los gases de escape se han devuelto a la atmósfera y por tanto su presión será la atmosférica.

A efectos exclusivamente comparativos con lo que pasa en un motor alternativo se representan en la Fig. "2" tanto el ciclo del motor de reacción ("BRAYTON") como el que tiene lugar en el motor alternativo ("OTTO").

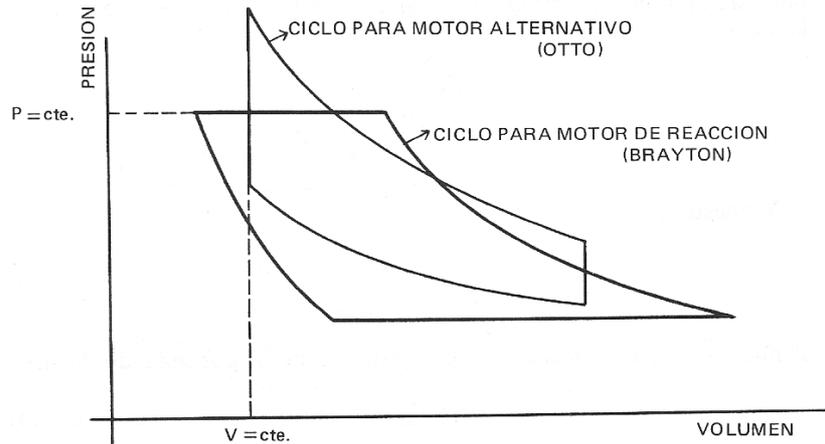


Fig "2". - Comparación de ciclos.

## COMPONENTES Y SISTEMAS DEL MOTOR DE REACCION:

Se han enunciado ya los componentes principales de un motor de reacción, en el sentido en que son recorridos por el aire que entra en el motor, pero veamos ahora con más detalle como realizan el funcionamiento que tienen asignado, como se integran entre si y que otros sistemas son necesarios para completar el buen funcionamiento del motor completo:

### a) Conducto de Admisión (de entrada):

Si bien técnicamente es parte del avión tiene una gran influencia en el funcionamiento del motor, por lo que se analiza como una parte más del mismo.

Debe alimentar al motor con la cantidad de aire que este necesita, con las mínimas perturbaciones (sin turbulencia), con la menor cantidad de pérdidas internas por rozamiento del aire, con la mayor recuperación de la presión dinámica (por efecto de la velocidad con que el aire entra en el conducto) para transformarla en presión a la entrada del compresor y para todas las condiciones admitidas de vuelo del avión y de regimenes del motor.

Esa cantidad de aire dependerá del régimen (r.p.m.) del motor, velocidad de vuelo del avión y densidad del aire en la atmósfera en que esté volando (altitud de vuelo).

Los conductos de admisión se diseñan dependiendo de las condiciones de operación del avión al que están destinados y por esta causa se clasifican en **Subsónicos** (para vuelo subsónico) y **Supersónicos** (para vuelo supersónico).

Los conductos **Subsónicos** tienen una geometría interior fija **divergente** (en la que el aire se expande ligeramente, disminuye su velocidad y aumenta su presión antes de entrar en el compresor).

Los **Supersónicos** son de geometría variable (para adaptarse tanto a las condiciones de vuelo subsónicas como supersónicas) de forma **convergente-divergente** (con una **zona convergente** supersónica, una "**garganta**" de separación con la zona divergente en la que se ancla la onda de choque a través de la que el movimiento del aire pasa de ser supersónico a subsónico, y una **zona divergente** anterior a la entrada en el compresor en la que, ya con movimiento subsónico, ocurre lo ya dicho anteriormente para los conductos Subsónicos).

Cuando el motor está girando a altas r.p.m. en el suelo, antes de iniciar la carrera de despegue, está succionando a través del conducto de admisión el aire que le rodea, por lo que la presión en el conducto de admisión a la entrada del compresor es ligeramente inferior a la presión atmosférica exterior. A medida que se incrementa la velocidad del avión durante la carrera de despegue la presión dinámica a la entrada aumenta y, aunque también se incrementan las pérdidas internas por rozamiento en el conducto, la presión a la entrada del compresor iguala o supera a la presión atmosférica externa, es decir hay una **recuperación de presión** por efecto dinámico que es una importante misión del conducto de entrada.

En resumen, hay un incremento de presión y temperatura del aire a lo largo del conducto de entrada y una disminución de su velocidad.

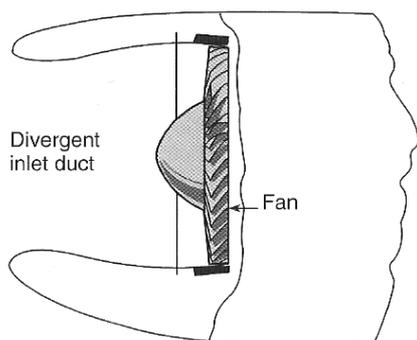


Fig "3". - Conducto de entrada divergente subsónico de motor turbofan

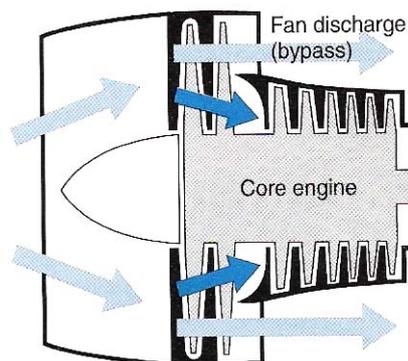


Fig. "4". - Conducto de entrada divergente usado en motor turbofan de alto índice de derivación.

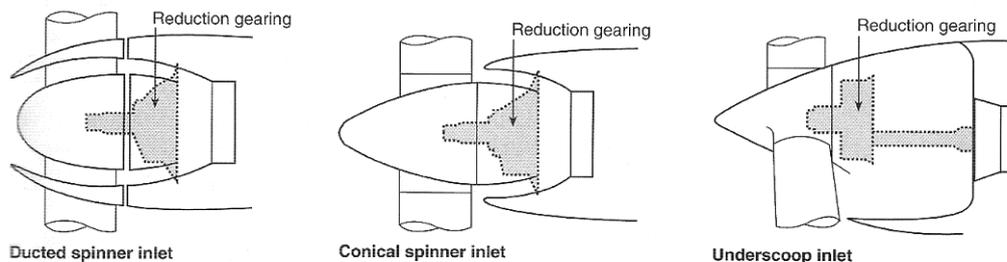


Fig. "5". - Conductos de entrada típicos para motores turboprop.

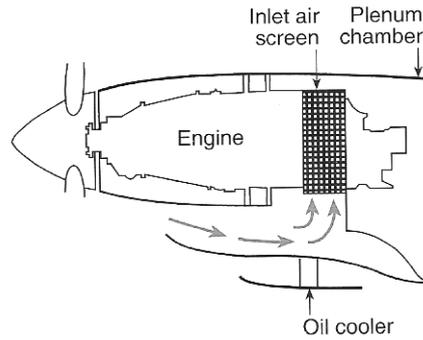


Fig "6". - El motor turbohélice P&W (Canadá) PT6 tiene la entrada de aire al compresor en la parte trasera del motor.

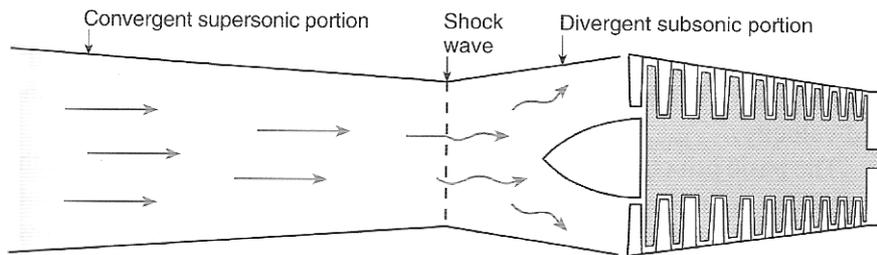


Fig. "7". - El aire de entrada supersónico se decelera hasta Mach 1'0 en la zona convergente del conducto de entrada, formándose una onda de choque. A partir de la onda de choque el movimiento del aire es subsónico y sufre una mayor deceleración en la zona divergente del conducto de entrada antes de entrar en el compresor.

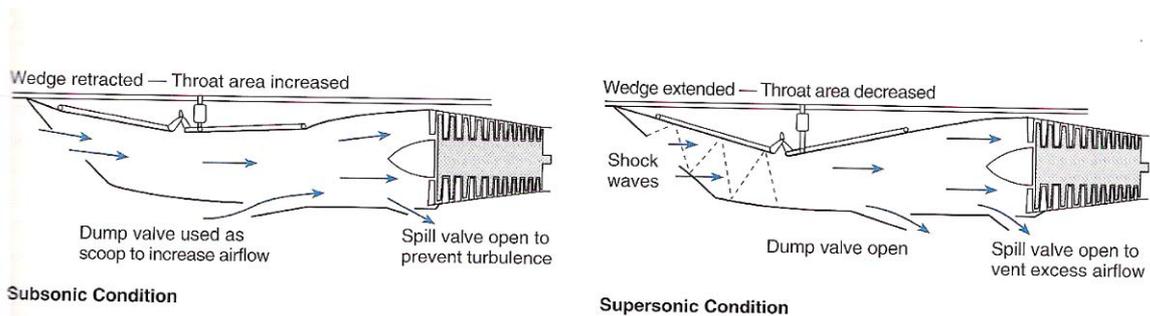
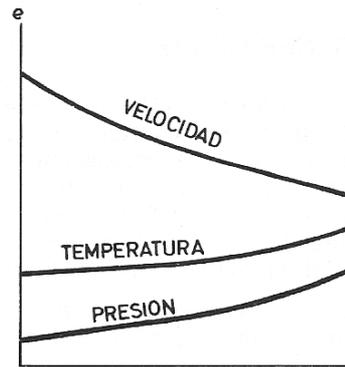


Fig. "8". - El Conducto de Entrada variable de cuña móvil decelera el flujo de aire supersónico hasta una velocidad subsónica, forzándole a fluir a través de una serie de ondas de choque oblicuas y finalmente a través de una onda de choque normal.

Fig. "9". - Diagrama P-V-T del difusor.



**b) Sección de compresión:**

Cuanto mayor sea la masa de aire que atraviesa el motor mayor será la cantidad de movimiento (masa por velocidad) de los gases a la salida de la tobera y por tanto mayor será el empuje que se produce. A su vez cuanto mayor sea la masa de aire que procesa el motor, mayor será la cantidad de combustible que podemos quemar con el, mayor será la energía generada disponible y mayor posibilidad por consiguiente de aumentar la energía cinética (velocidad) con que los gases de escape abandonan el motor o, lo que es lo mismo, de mayor empuje producido.

La consecuencia de lo anterior es que **interesa que el motor maneje una gran masa de aire y para lograrlo lo que se hace es comprimir el aire que entra en el.**

Los compresores comprimen el gas mediante la aplicación de un trabajo mecánico y en general pueden dividirse en **turbocompresores** (para comprimir de forma continua grandes gastos de aire a presiones no demasiado elevadas) y compresores **volumétricos** (que comprimen pequeños gastos de aire a muy alta presión).

Se llama **relación de compresión** de un compresor (o de una etapa de compresor) al cociente entre la presión a la salida respecto a la presión a la entrada del compresor (o de la etapa).

Hay dos tipos de **turbocompresores** usados en motores de reacción: **Centrifugos** y **Axiales**. Hay también un "tercer tipo" de compresor que es usado: el **Híbrido**, pero este en realidad es una combinación de los dos tipos anteriores, ya que consta de algunas etapas de compresor axial y una última etapa de compresión centrífuga.

Ambos tipos de compresores constan de una **parte estática**, que está unida a su vez o forma parte de la estructura fija del motor, y de una **parte rotatoria** que está soportada por un eje interno apoyado sobre rodamientos (cuya pista exterior se fija en un soporte que forma parte de la estructura del motor) que es arrastrado por la turbina.

**COMPRESOR CENTRIFUGO:**

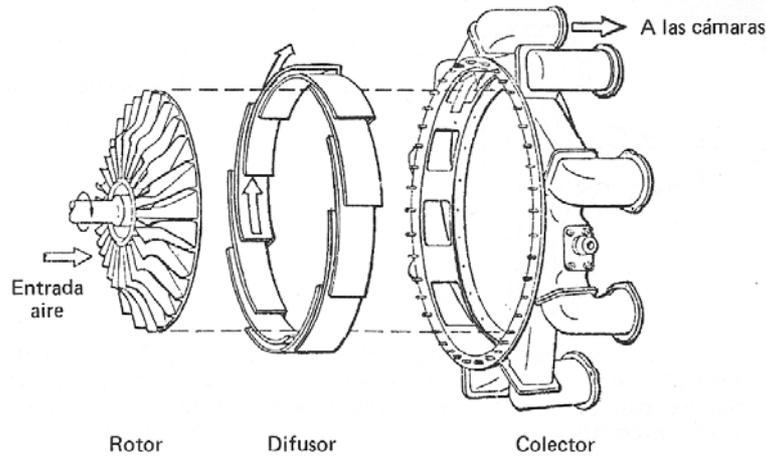


Fig. "10". - Componentes del compresor centrífugo.

El **compresor Centrifugo** está compuesto por: **rotor** y **difusor** (contenidos en el cárter) y el **colector** que es el cárter circunferencial de mayor tamaño del compresor.

El **Rotor** (o impulsor) es un disco metálico giratorio al que están fijados los álabes y que se encuentra encerrado en el cárter del compresor. El aire penetra en el compresor centrífugo axialmente (en dirección paralela al eje del motor) y los álabes del rotor, girando a altas r.p.m., lo despiden radialmente a mayor velocidad por fuerza centrífuga.

El **Difusor** se encuentra rodeando al rotor en sentido radial e igualmente fijado al cárter, está provisto de unos álabes fijos que reciben el aire radialmente impulsado por el rotor y lo canalizan suavemente y tangencialmente a través de un espacio entre álabes divergente hacia el colector. En este recorrido el aire pierde parte de su velocidad (energía cinética) e incrementa su presión.

Finalmente el **Colector** recoge el flujo ya comprimido de aire y lo canaliza nuevamente en sentido axial hacia la zona de combustión.

Hay compresores centrífugos con más de una etapa de compresión (hasta tres), como la descrita, situadas en serie y compresores con rotores ("impellers") dotados de álabes por las dos caras (para poder comprimir una mayor cantidad de aire sin incrementar el diámetro del compresor).

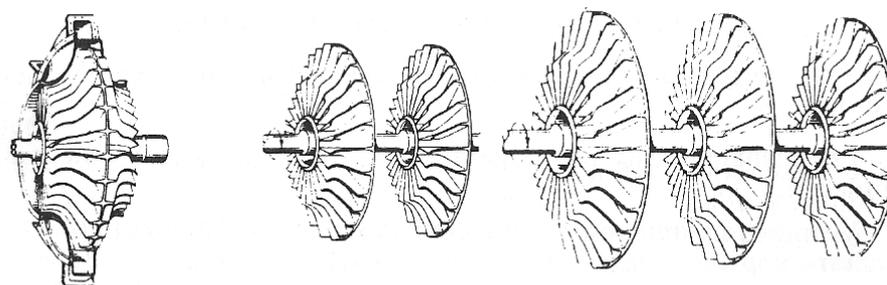


Fig. "11". - "Impellers" de distintos tipos de compresores centrífugos.

#### COMPRESOR AXIAL:

El compresor **Axial** consta igualmente de un **rotor** y un **estator**. En el compresor axial la corriente de aire sigue básicamente la dirección axial del motor.

El compresor está formado por una serie de **escalones** (o etapas) sucesivos en sentido axial del motor, constituido cada uno de ellos por una "**rueda**" de rotor y una "**corona o anillo**" de estator (en este orden).

Cada "**rueda**" de **rotor** de un escalón del compresor axial está constituida por una cascada de **álabes** ("**blades**") en sentido radial, espaciados regularmente y dispuestos circunferencialmente encastrados sobre un **disco**. Todos los **discos** de los escalones del rotor están atravesados por el **eje** del compresor, unidos solidariamente a él, que es el que, arrastrado por la turbina, les hace girar.

Cada "**anillo**" de **estator** está formado por una cascada de **álabes** ("**vanes**") geoméricamente dispuestos de la misma forma que los del rotor, pero que se encuentran fijos a la carcasa exterior del compresor.

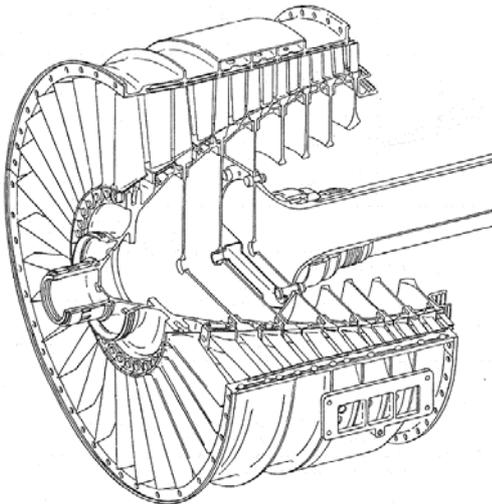


Fig. "12". - Turbocompresor axial.

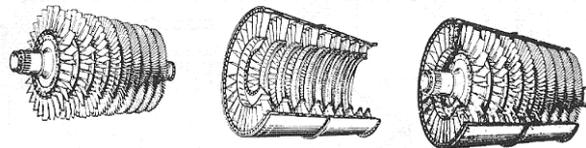


Fig. "13". - Componentes del compresor axial.

Debido al efecto aerodinámico, **la velocidad** tangencial del aire y **energía cinética** mediante la aportación de un trabajo mecánico que se extrae de la turbina a la que se encuentra unido por el eje. La **presión estática** del aire también es en cierta medida **incrementada** por el rotor debido a que los álabes están diseñados de forma que hay una mayor sección efectiva de paso entre ellos a la salida que a la entrada, haciendo por ello un efecto de difusor (expansión del aire) que la incrementa.

A continuación de pasar por el rotor el aire atraviesa por la corona del **estator**, donde **la velocidad** tangencial que le había comunicado el rotor es sensiblemente **reducida** dejando una velocidad absoluta a la salida sensiblemente igual a la que tenía cuando entró en el rotor (del mismo escalón). No hay trabajo desarrollado en el estator, con lo que **la energía cinética que el gas pierde al pasar por él se transforma en presión**.

Por tanto en los sucesivos pasos por los escalones del compresor el aire **va incrementando su presión (y su temperatura)**, manteniendo su **velocidad axial** a la salida prácticamente **igual** a la que tenía cuando entró. Una consecuencia de esto es que el aire tiene mayor densidad cuanto más comprimido está (a la salida), ocupa menos volumen, por lo que para mantener una velocidad (axial) de paso constante la **sección de paso a la salida** deberá ser **menor que a la entrada** (álabes mas cortos).

### **c) Difusor pre-cámara(s):**

A la salida del último estator de compresor (denominado conjunto de álabes-guía de salida) el flujo de aire tiene una velocidad sensiblemente uniforme en sentido axial. Es entonces cuando, antes de entrar en la zona de combustión pasa por un conducto divergente (**Difusor**) en el que se reduce la velocidad y se incrementa la presión del aire.

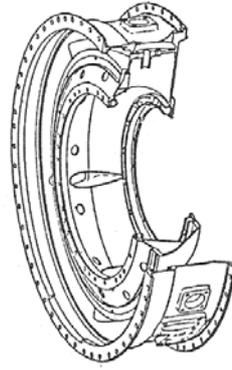


Fig. "14". - Difusor post-compresor.

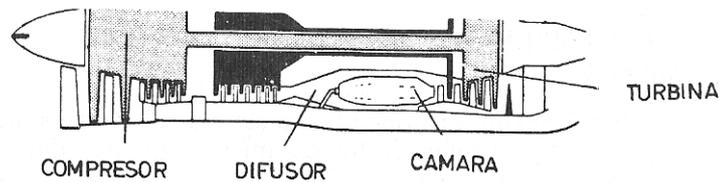


Fig. "15". - Difusor post-compresor (o difusor pre-cámaras).

La razón de ser del **Difusor** es adecuar la velocidad del aire para su entrada en la(s) cámara(s) de combustión de tal forma que permita una atomización adecuada del combustible inyectado en ellas, una correcta combustión en su interior, así como que la llama quede anclada en la zona anterior de cámara(s) y no se produzca el apagado de llama porque esta sea barrida por la corriente de aire.

**d) Cámara(s) de combustión:**

La energía necesaria para hacer funcionar el motor se extrae del combustible mediante un proceso termodinámico de combustión que tiene lugar en la(s) **cámara(s) de combustión**. La energía calorífica que se produce en este proceso es comunicada al **flujo de aire** (y gases producto de la combustión) que atraviesa el motor **elevando** sustancialmente su **temperatura**.

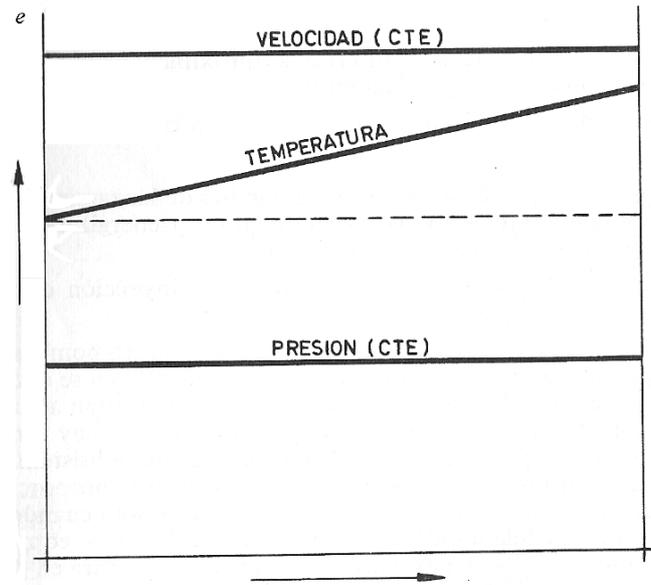


Fig. "16". - Diagrama "P-V-T" de cámaras.

Sin embargo, como se ha visto al ver el ciclo termodinámico del motor, la combustión tiene lugar a **presión** prácticamente **constante** y la **velocidad** del gas a su paso por la(s) cámara(s) de combustión también permanece **constante**.

Los requisitos exigidos a las cámaras de combustión son muy exigentes. Algunas de las cualidades que debe tener una cámara de combustión son:

- Mínima pérdida de presión de los gases en su paso a través de la cámara de combustión. La pérdida de presión en la cámara suele ser proporcional a la relación de compresión del compresor.
- Alta eficiencia de la combustión en la cámara. El rendimiento de la combustión está muy cerca de la unidad (oscila alrededor de 0'95) y se define como el cociente entre la temperatura absoluta que los gases alcanzan en la cámara y la que alcanzarían en condiciones ideales. Una alta eficiencia en la combustión conlleva un bajo nivel de emisión de humos contaminantes.
- Bajo nivel de riesgo de apagado de llama.
- La combustión debe tener lugar completamente dentro de la cámara.
- La distribución de temperatura en los gases de la cámara debe ser uniforme.
- La temperatura de los gases a la salida de la cámara de combustión debe estar acorde con la temperatura que se admite en la turbina para que esta no sufra daños por ello.
- El diseño de la cámara debe favorecer un fácil arranque del motor.

Las cámaras de combustión se fabrican de chapas delgadas de metal resistente a altas temperaturas y a la fatiga térmica (generalmente se usan aleaciones de base Níquel o de base Cobalto que admiten la soldadura y poseen buena conductividad térmica). Están perforadas por numerosos orificios y ranuras para permitir el paso del aire a través de ellos.

El aire que llega a la(s) cámara(s) de combustión procedente del difusor pre-cámara(s) se distribuye a la entrada de las cámaras:

- Parte de ese aire pasa directamente ("**aire Primario**") a través del interior de la cámara, mezclándose y atomizando el combustible, que llega por tubos de alimentación a los inyectores situados en la parte más anterior de las cámaras, y haciéndole arder.
- Otra parte ("**aire Secundario**") circula por la parte exterior de la envuelta interna de la cámara, refrigerándola, y va introduciéndose también a través de los orificios repartidos a lo largo de la envuelta interna de la cámara para mezclarse con los gases de la combustión y rebajar convenientemente su temperatura antes de que penetren en la zona de turbina, ya que esta es la zona más crítica del motor.

De forma aproximada un motor turboreactor puro descarga en la(s) cámara(s) 60 partes de aire por cada parte de combustible que consume y de esas 60 partes solamente 15 (un 25%) se utilizan para pasar directamente al interior de ella(s) y hacer arder el combustible ("**aire Primario**"), ya que la proporción estequiométrica de la combustión es de 15 partes de aire por una parte de combustible. Las otras 45 partes (un 75%) de aire restantes ("**aire Secundario**") son utilizadas para refrigerar la(s) cámara(s) y rebajar la temperatura de los gases de combustión.

Se utilizan normalmente tres tipos de cámaras de combustión:

- Conjunto de Cámaras individuales.
- Cámara anular.
- Cámara mixta o "can-annular".

CONJUNTO DE CAMARAS INDIVIDUALES:

Son las más empleadas en motores de compresor centrífugo. El número de cámaras individuales por motor es variable (entre 5 y 10) y depende del tamaño del motor y del número de inyectores.

Cada cámara está formada por dos tubos concéntricos como se muestra en las Figuras siguientes:

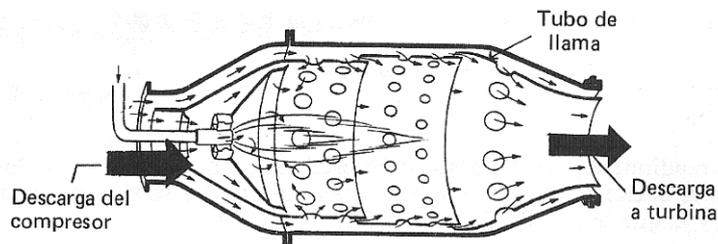


Fig. "17". - Cámara de combustión individual.

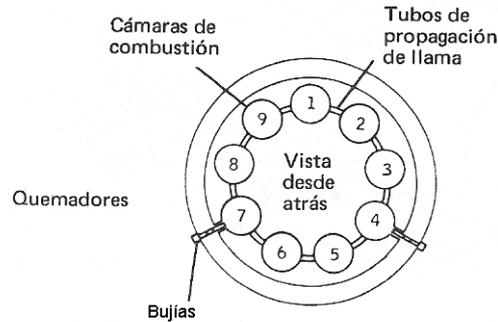


Fig "18". - Disposición de cámaras individuales.

El tubo (o **carcasa**) **exterior** sirve para contener y aislar del exterior al tubo (o **envuelta**) **interior**, también denominado "**tubo de llama**", que es donde tiene lugar el proceso de combustión.

Cada cámara instala un inyector de combustible que se fija en la parte anterior del tubo de llama y en dos (con una sola sería suficiente, pero se instala en dos por seguridad para prevenir el posible fallo de una de ellas durante un reencendido del motor en vuelo) de las cámaras se instala además una bujía de ignición. La bujía de ignición solo es precisa durante el arranque del motor porque una vez arrancado al inyectarse el combustible de forma continua la combustión se mantiene por si sola.

El "**aire Primario**" pasa directamente al tubo de llama y una parte de él se hace pasar por una pieza especial ("**torbellinador**" o "**swirl**"), que rodea al inyector, con unos pequeños álabes orientados convenientemente para provocar una cierta turbulencia que atomice la mezcla producida con el combustible que aporta el inyector y que produzca una recirculación en la parte anterior del tubo de llama de forma que esta quede anclada en esa zona. El resto del "**aire Primario**" hace que se complete la combustión en la cámara.

El "**aire Secundario**" circula por el exterior del tubo de llama, refrigerándolo, y va penetrando por los orificios que tiene distribuidos a lo largo de él para mezclarse con los gases resultantes de la combustión y rebajar su temperatura.

Un tubo interconecta todas las cámaras para propagar la llama de unas a otras.

Las ventajas de este tipo de cámaras son su mejor resistencia estructural, ligereza y facilidad de mantenimiento al poder desmontarlas individualmente en caso de fallo sin tener que desmontar el motor. Sus inconvenientes son su menor rendimiento respecto a las "anulares" y la posibilidad de que el fallo de algún inyector provoque que los álabes del primer estator de turbina estén sometidos a diferencias de temperaturas y se produzcan deformaciones en ellos.

### CAMARA ANULAR:

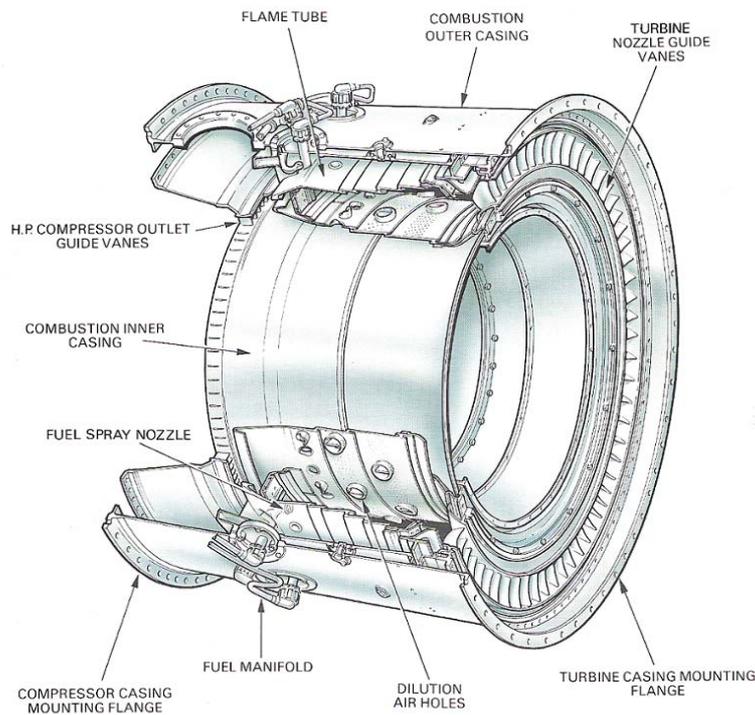


Fig. "19". - Cámara de combustión anular.

El tubo de llama es de forma anular y continua y esta contenido entre dos carcasas: la interior que lo separa del eje turbina-compresor, y la exterior que contiene a todo el conjunto de la cámara.

Es el tipo de cámara mas usado en motores actuales de compresores axiales.

Los inyectores están distribuidos en la zona anterior de la cámara (así como las dos bujías de encendido) y el funcionamiento de esta es análogo al descrito para las cámaras individuales

Tienen un rendimiento térmico más alto que las cámaras individuales (realizando una mejor y más homogénea mezcla aire-combustible) y hacen el uso más eficiente del limitado espacio disponible. Tienen unas menores pérdidas de presión del gas que circula por la cámara así como una mejor refrigeración de los gases de combustión y una mejor distribución de temperatura de estos antes de entrar en la turbina.

La mayor desventaja de estas cámaras respecto a las individuales es que no se puede desmontar su tubo de llama sin desmontar el motor, lo que supone un mayor coste de mantenimiento.

Hay una interesante variante de las cámaras anulares, usada en motores turbohélice (P&W PT6), que son las **"Cámaras anulares de flujo inverso"**. Su funcionamiento es análogo al de las cámaras anulares pero tiene la ventaja de que se reduce la longitud total del motor cuando esta dimensión puede ser crítica. Esta reducción de longitud se logra gracias a la peculiaridad de que el flujo de aire (y gases) dentro de la cámara va en sentido contrario al que tiene en todo el resto del motor y a que dentro de la carcasa interna de la cámara de combustión se aloja toda la turbina de este.

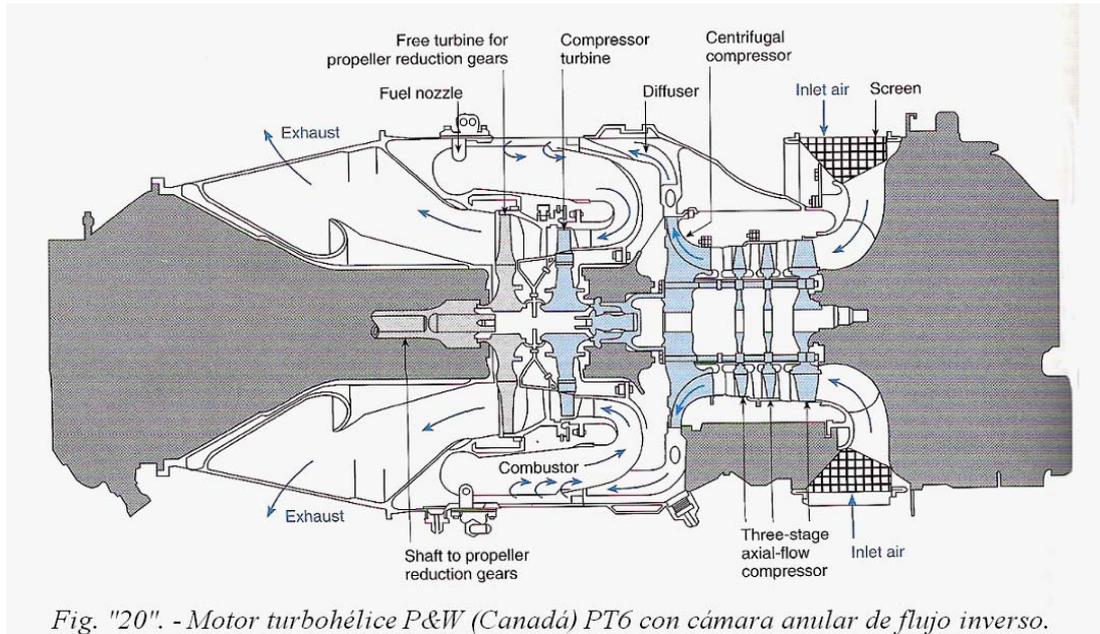


Fig. "20". - Motor turbohélice P&W (Canadá) PT6 con cámara anular de flujo inverso.

#### CAMARA MIXTA O "CAN-ANNULAR":

Este tipo de cámaras es usado en muchos motores turboreactores grandes, tanto puros como de doble flujo.

Este tipo de cámara es en realidad un híbrido entre el conjunto de cámaras individuales y la cámara anular. De hecho la parte anterior de esta cámara es idéntica al conjunto de cámaras individuales y termina conectando al final con un conducto anular análogo al de la parte posterior de las cámaras anulares, que es el que se encarga de recoger y homogeneizar antes de que entren en la turbina los gases de combustión producidos en cada una de las partes individuales.

Se tiene aquí la misma ventaja que en el conjunto de cámaras individuales de que la parte anterior de cada una de los tubos de llama independientes puede ser desmontada para su mantenimiento sin necesidad de desmontar el motor.

Además cada parte similar a las cámaras individuales es más corta que era en estas, con lo que las pérdidas de presión en ellas (una de las desventajas de las cámaras independientes) también es menor.

Tampoco se tiene la desventaja que se presenta en los conjuntos de cámaras individuales de falta de homogeneidad de temperatura de los gases a la salida de la cámara cuando falla alguno de los inyectores, puesto que esa homogeneidad se consigue, incluso en caso de que falle, en la parte anular de la cámara.

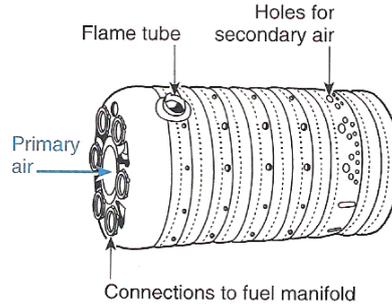


Fig. "21". - Cámara individual de un conjunto de cámara can-anular.

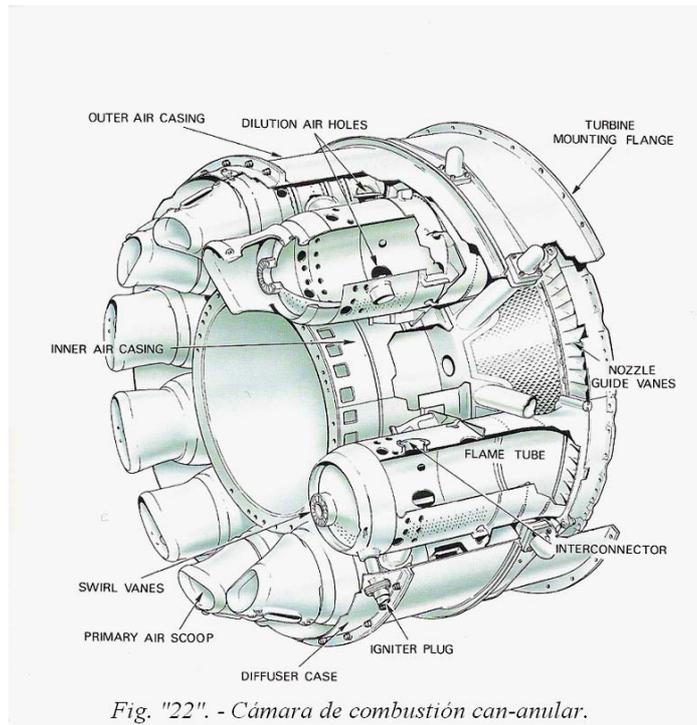


Fig. "22". - Cámara de combustión can-anular.

### e) Sección de Turbina.

La **función** de la Turbina es **convertir parte de la energía** que tienen los **gases que** salen de la cámara de combustión y **la atraviesan (expansionándose en ella como se indicó en el ciclo termodinámico) en trabajo mecánico (al hacer girar la parte rotatoria de la turbina)** y que se emplea, a través del eje que los une, en **mover el compresor** al que está unida y, a través de otro eje transversal que engrana con el eje principal, en mover **la caja de accesorios y los accesorios** (tanto del propio motor como de servicio al avión) que se encuentran conectados a ella. En un turborreactor básico la turbina emplea en ese cometido aproximadamente **un tercio de la energía** total que se genera en el proceso **de combustión** en la cámara. La **energía restante** es la que posteriormente se transformará **en empuje** de propulsión **en la tobera** del motor.

Generalmente en los motores turbohélices y turboejes, cuando la hélice o el eje de salida de potencia no están conectados directamente a la turbina única, hay una segunda turbina que trata de extraer la mayor parte de la energía que tengan los gases después de haber pasado por la turbina que mueve al compresor y, a través de un eje independiente, transmiten en forma de trabajo mecánico a la hélice (propulsor) o al eje de potencia (en el caso de los turboejes).

Hay que señalar que cuando el conjunto compresor-turbina se mueve de forma estacionaria se cumplen las condiciones siguientes:

- El gasto de aire a la salida del compresor es igual al gasto de gases que atraviesa la sección de turbina más el posible gasto de aire que se haya podido “sangrar” en el Difusor pre-cámara(s).
- Las revoluciones con que giran compresor y turbina solidaria son las mismas.
- El trabajo mecánico cedido por la turbina es igual al que absorben el compresor y el conjunto caja de accesorios-accesorios movidos por ella (si excluimos las pérdidas mínimas por rozamiento que pueda haber en los ejes de transmisión entre turbina y compresor y entre eje principal y caja de accesorios).
- La diferencia entre las presiones a la entrada de la turbina y la salida del compresor es igual a las pérdidas de presión habidas en el difusor y en la(s) cámara(s) de combustión.

Hay **dos tipos de Turbinas** (correspondiendo con lo que ocurre en el caso de los compresores): **Centrípetas** y **Axiales**.

La Turbina Centrípeta tiene una configuración similar al Compresor Centrífugo, pero el sentido de movimiento del flujo de gas que la atraviesa es inverso (colector – difusor – impulsor). Se utilizan solo para pequeños motores como la Unidad de Potencia Auxiliar (APU) y en equipos accesorios del avión, pero no en motores de reacción.

#### TURBINA AXIAL:

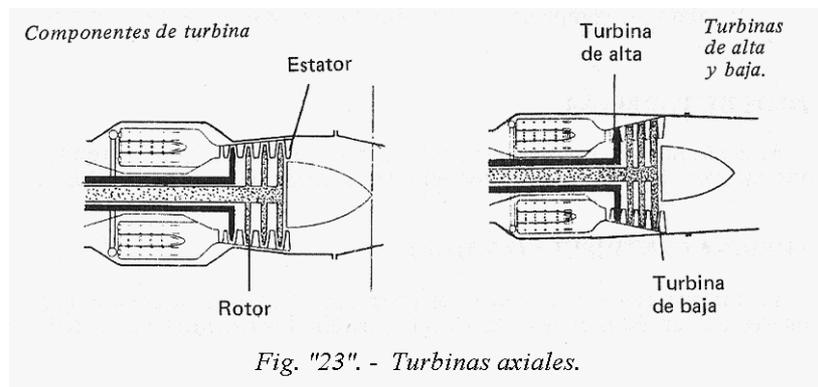


Fig. "23". - Turbinas axiales.

El flujo de gases en la turbina axial se mueve, como su nombre indica, paralelamente al eje del motor. Está constituida por sucesivos **escalones** (o etapas) formados cada uno de ellos por un **estator** y un **rotor** (en este orden en el sentido de avance del flujo de gases).

Cada “**anillo**” o “**corona**” de **estator** está formado por una cascada de **álaves** (“**vanes**”) geométricamente dispuestos de la misma forma radial que los del rotor, pero que se encuentran fijos a la carcasa exterior o cárter de turbina.

Cada “**rueda**” de **rotor** de un escalón de turbina axial está constituida por una cascada de **álaves** (“**blades**”) en sentido radial, espaciados regularmente y dispuestos circunferencialmente encastrados sobre un **disco**. Todos los **discos** de los escalones del rotor están unidos solidariamente al **eje** que mueve al compresor cuando la expansión de los gases al pasar por la turbina le hace girar (al rotor).

En los motores turbo reactores con más de un compresor y en motores turbofan con uno o dos compresores y un fan, cada uno de ellos está unido a una turbina independiente mediante un eje. Todos los ejes son coaxiales y también independientes. En el caso, por ejemplo, de haber dos compresores la primera

turbina o turbina de “alta presión” (HPT) mueve al compresor de “alta presión” (HPC) y la siguiente o turbina de “baja presión” (LPT) mueve al compresor de “baja presión” (LPC).

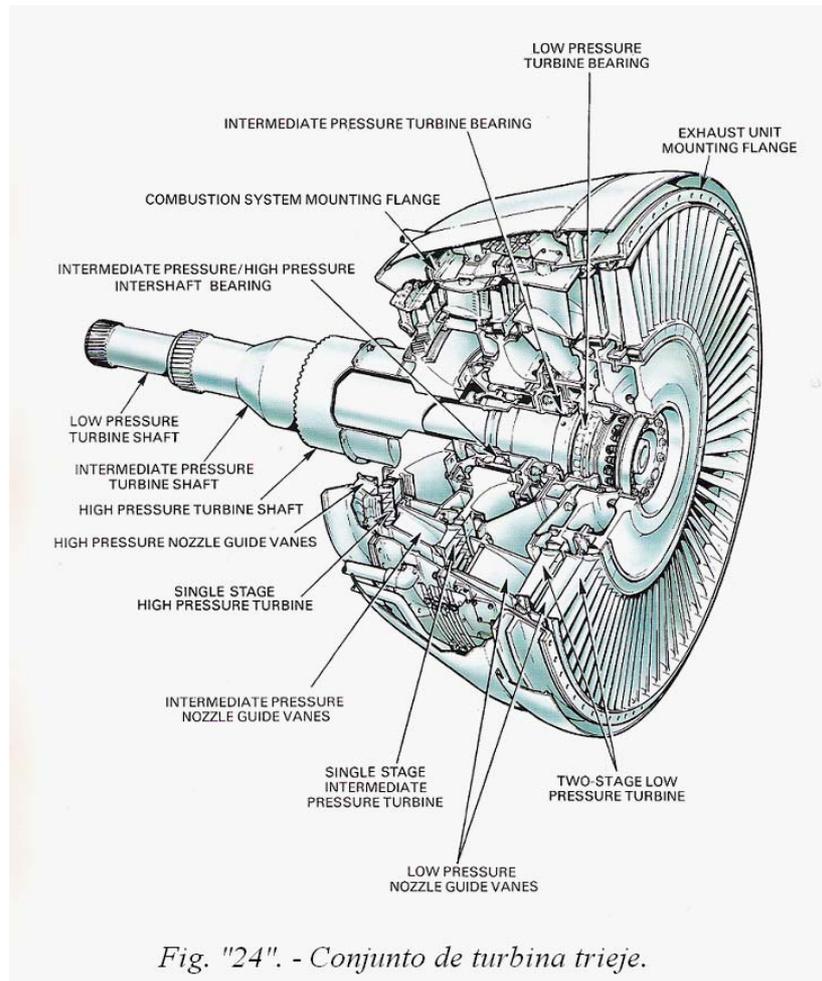


Fig. "24". - Conjunto de turbina trije.

Como vimos para los compresores axiales la sección de paso va disminuyendo a medida que el aire lo atraviesa, ya que se va comprimiendo. En el caso de la turbina ocurre lo contrario, la sección de paso va aumentando, porque el gas se va expandiendo (ocupando mayor volumen específico).

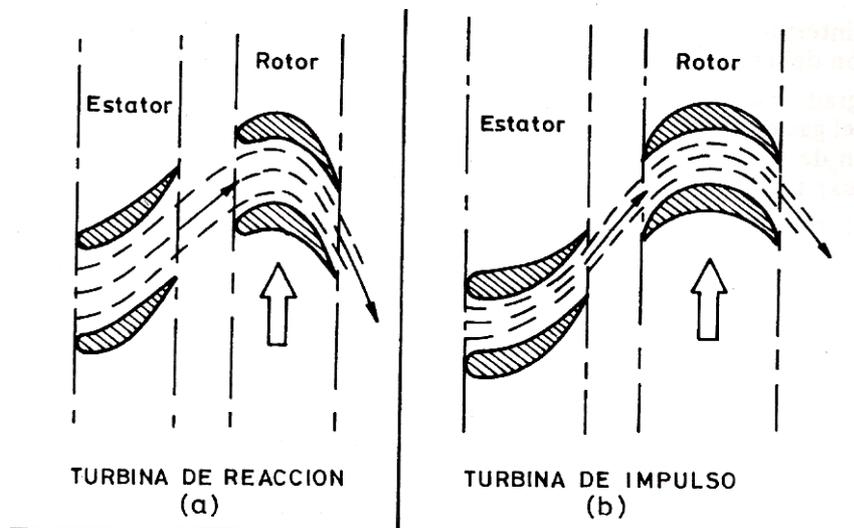
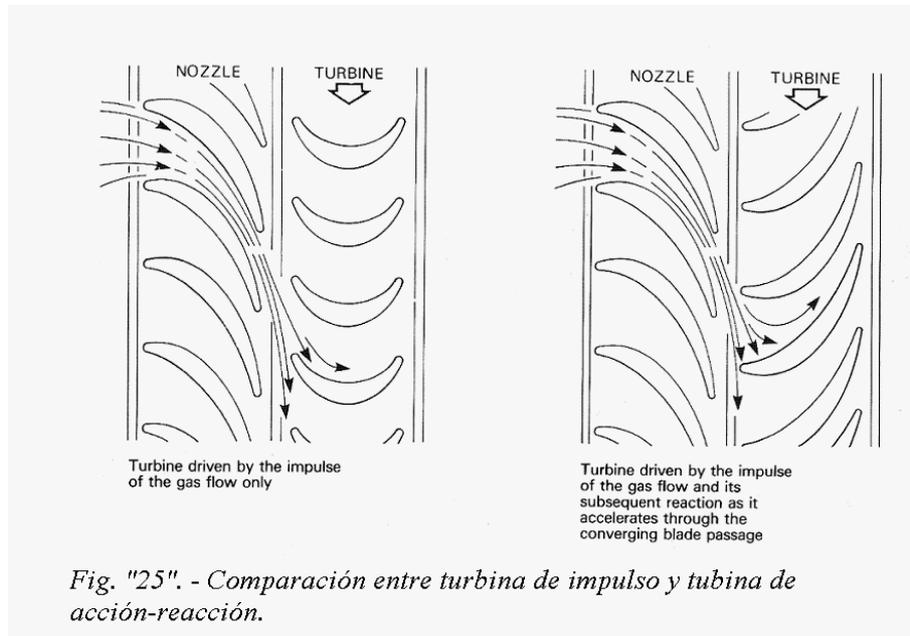
Es menor el número de escalones de turbina necesarios que el que era preciso para el compresor axial (1 escalón de turbina por hasta 5, o incluso más, escalones del compresor al que arrastra). Es debido a que el trabajo mecánico específico que se puede extraer de cada escalón de turbina es muy superior al que cada escalón de compresor puede suministrar al aire que comprime y eso es así porque, aunque sean iguales la velocidad de rotación de compresor y turbina y la velocidad axial de paso del fluido por ambos, la deflexión de la corriente de gas que se puede conseguir en la turbina es mucho mayor que la que el compresor puede imprimir al aire que lo atraviesa.

Se define el “**grado de reacción**” de un escalón de turbina como la relación entre la **expansión (variación de energía)** que sufre el gas **en el rotor en relación con la expansión total** en todo el escalón. El grado de reacción deseado para una turbina **se consigue mediante la selección adecuada de los perfiles de los álabes de rotor y estator**.

Las turbinas de **grado de reacción cero** se denominan “**Turbinas de Acción o Impulso**”, es decir, aquellas en que **toda la expansión del gas tiene lugar en el estator**, para lo que la sección de paso entre sus álabes tiene forma de tobera convergente (es mayor a la entrada que a la salida) y el gas a su paso por ellos se acelera (hasta casi la velocidad del sonido) y disminuye su presión y temperatura. A la salida del estator la

corriente de gas es deflecionada en el sentido de giro del rotor a fin de que impacte con un ángulo de ataque apropiado con los álabes del rotor cuando este está girando.

Los **álabes del rotor de la "Turbina de Acción"** tienen una **sección de paso constante** entre ellos. El gas a su paso no sufre variaciones de presión, temperatura o velocidad relativa (respecto a los álabes). El par de giro en el rotor es producido por la fuerte deflexión que la corriente de gas a gran velocidad sufre al pasar por el.



Las turbinas cuyo **grado de reacción es distinto de cero** se denominan genéricamente **"Turbinas de reacción"**. En ellas la expansión del gas tiene lugar tanto en el rotor como el estator (en mayor o menor medida en cada uno según el grado). Tanto los álabes de estator como los del rotor forman secciones de paso en forma de tobera convergente en que el gas se acelera, se enfría y sufre una caída de presión. La deflexión de la corriente del gas y su aceleración en los canales de paso entre álabes del rotor es la causante de crear una fuerza de reacción (efectiva) en el rotor que produce el (par de) giro de la turbina.

**“Turbina de reacción pura” es la que tiene un grado de reacción igual a uno.** Es decir, toda la expansión del gas se produce en el rotor y los álabes del estator lo único que hacen es deflectar y dirigir la corriente de gas en el sentido apropiado hacia el rotor.

En realidad **la mayoría de las turbinas de los motores actuales no tienen un grado de reacción único**, sino que este va variando de la raíz al extremo de los álabes. Es decir, la forma de los perfiles y sus secciones de paso van variando a lo largo del álabe. En la **raíz** el perfil de los álabes es más de “acción” (**grado de reacción menor**) y el “**grado de reacción**” **crece** gradualmente **hacia el extremo** del álabe. Este tipo de **Turbinas** se llaman de “**Acción – Reacción**”.

A la salida de la sección de combustión el flujo de gas tiene prácticamente una distribución uniforme de presión, temperatura y velocidad, pero al salir del primer estator de turbina ya hemos visto que ha sido deflectado fuertemente. La(s) turbina(s) se diseñá(n) para que a la salida del último rotor el flujo de gas haya recuperado un movimiento axial uniforme antes de entrar en la tobera, ya que de lo contrario perdería eficiencia la expansión en ella y se producirían indeseables vibraciones y posibles daños estructurales en esa zona del motor.

La uniformidad en la velocidad axial del flujo a la salida del (último) rotor se logra dando una cierta **torsión** (“retorciendo”) a los álabes **tanto del estator como del rotor** (el ángulo de torsión de estos últimos es mayor en el extremo del álabe que en la raíz) con lo que el trabajo extraído del flujo uniforme de gas procedente de la combustión es igual en cualquier posición a lo largo del álabe. Esto provoca que haya variaciones de velocidad y presión (también de temperatura) a lo largo de los álabes entre la entrada y la salida de la turbina como esquemáticamente se muestra en las Figuras siguientes:

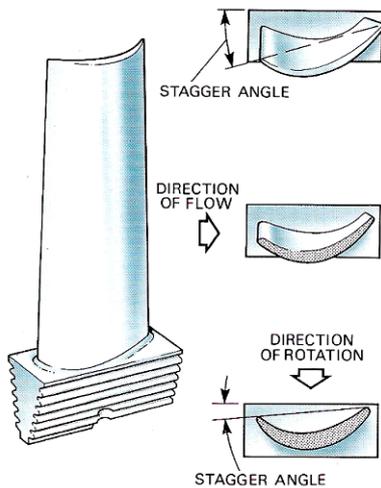


Fig. "27". - Alabe típico de turbina mostrando su torsión.

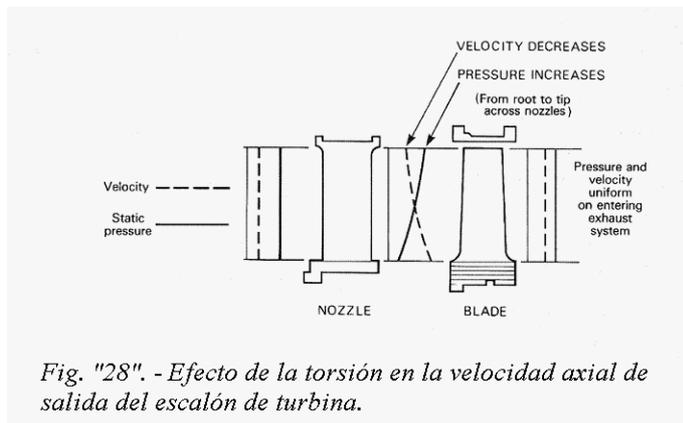


Fig. "28". - Efecto de la torsión en la velocidad axial de salida del escalón de turbina.

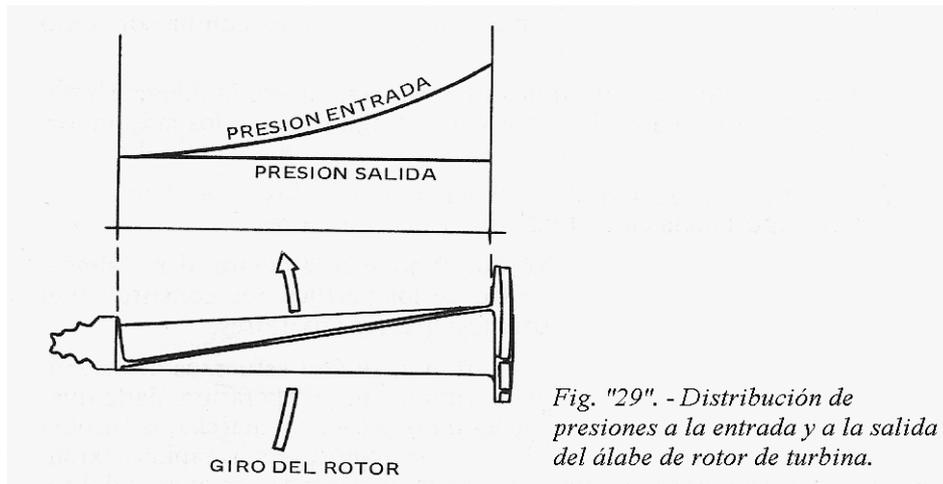


Fig. "29". - Distribución de presiones a la entrada y a la salida del álabe de rotor de turbina.

La mayor presión en el extremo del álabe del rotor (a la entrada en él) reduce las pérdidas que se producirían hacia afuera por fuerza centrífuga, mejorando así el rendimiento del álabe. También se reducen las pérdidas de presión por el extremo del álabe del rotor mediante álabes que tienen un especie de "sombbrero" o "**placa de apoyo**" en el extremo ("**shroud**").

Las **placas de apoyo** de todos los álabes ("**apoyados**") engarzan entre sí formando una especie de anillo que los rodea y evita además en gran medida la vibración de los extremos de los álabes (presente en los álabes "en voladizo"), aunque no se utilizan si se trata de álabes funcionando en situación muy crítica ya que la placa de apoyo aumenta considerablemente los esfuerzos por fuerza centrífuga a que está sometida la raíz del álabe.

Los álabes de turbina están sometidos a los mismos esfuerzos (flexión, tracción y esfuerzos secundarios debidos a desalineación de los centros de gravedad de los perfiles del álabe) que los álabes de compresor. Pero además los álabes de turbina (tanto de estator como de rotor) están sometidos a los esfuerzos originados por las **altas temperaturas** a las que operan (esfuerzos de "**termofluencia**") y que originan fallos específicos de estos elementos por:

- **Fluencia** del material (**deformación progresiva** debida a la carga aerodinámica).
- **Fatiga térmica** (motivada por las fuertes variaciones de temperatura a que están sometidos que da origen a la aparición de **grietas**).
- **Corrosión y oxidación**.
- **Agravamiento de los esfuerzos debidos a fuerzas centrífugas y vibraciones**.

La zona más crítica de los álabes del rotor de turbina es su **encastre** con el disco (que suele tener la forma de "**copa de abeto**"), pero si se trata de álabes "**apoyados**" además **la punta** extrema del álabe.

Las técnicas desarrolladas para paliar los efectos de la alta temperatura de operación de los elementos de turbina se basan en su **refrigeración** (automática) **mediante aire "sangrado"** del propio motor (desde etapas intermedias del compresor hasta del flujo secundario de cámara(s) de combustión). **El aire sangrado se canaliza** por pasajes en el interior del motor **hasta el interior de los álabes** (tanto de estator como de rotor), que están dotados de huecos internos a fin de dejar pasar este aire de refrigeración **y que es devuelto a la corriente de gas** de la turbina a través de orificios de salida.

Los métodos de refrigeración empleados son:

- Convección.
- Convección forzada.
- Película refrigerante.
- En fase aún de desarrollo está la refrigeración por Transpiración (álabes porosos).

Los **materiales** empleados en el diseño y la fabricación de turbina deben responder a las condiciones en que operan (la zona más crítica de todo el motor):

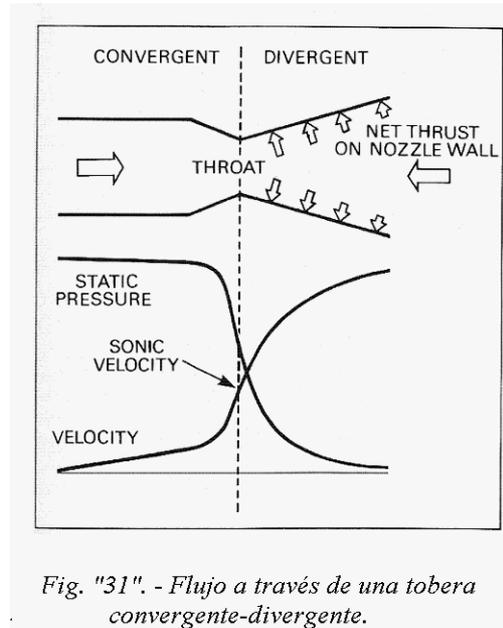
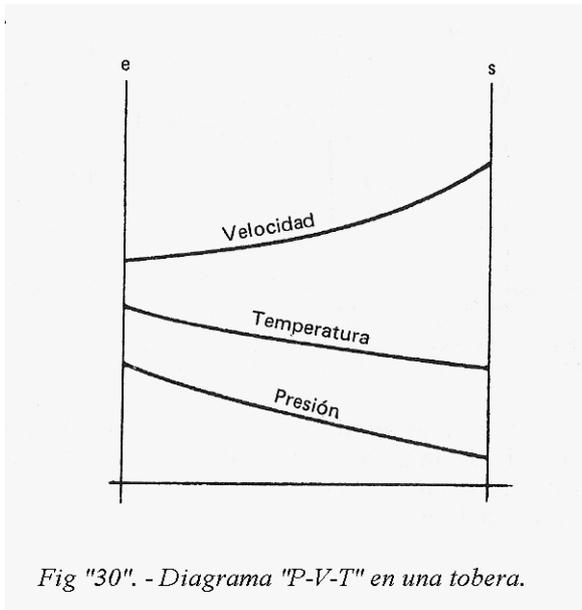
- **Alabes de estator:** Materiales resistentes a altas temperaturas, a la oxidación-corrosión y al choque térmico. Son **aleaciones** de moldeo de **base níquel o cobalto** y protección cerámica.
- **Alabes de rotor:** Materiales que **soporten la combinación de temperatura-carga más alta de todo el motor** y que por tanto no sean afectados por los fenómenos de **termofluencia**. Se usan **superaleaciones de base Níquel-Cromo con Cobalto, hierro y diversos aditivos más** (“Nimonic”). Además de la refrigeración de álabes ya descrita el empleo de otras técnicas metalúrgicas de fabricación de álabes de rotor han posibilitado una mejora sustancial de comportamiento ante las exigentes condiciones de funcionamiento, y estas técnicas son la **“solidificación direccional”** y los álabes **“monocristal”**.
- **Discos de turbina:** Tienen que soportar diferencias de temperatura de hasta 300°C entre el centro y la periferia. Se utilizan desde **aceros inoxidables** (austeníticos) **con** adición de **molibdeno o niobio** que tienen buen comportamiento a **muy altas temperaturas**, hasta **superaleaciones de hierro-cromo-níquel** que resisten **elevados esfuerzos** a alta temperatura. Otras aleaciones también usadas son de níquel-cromo-cobalto con adición de aluminio y titanio (eje.: **“Waspaloy”**).
- **Cárter de turbina:** Se emplean aceros inoxidables resistentes a altas temperaturas.

#### **e) Tobera de salida.**

En los **turbohélices** la mayor parte de la energía de los gases se ha transmitido a la **hélice (propulsora)** desde la turbina y solo un pequeño remanente queda en los gases de escape y su contribución a la propulsión (mediante empuje) es muy pequeña.

La **misión de la tobera** de salida en los **turborreactores** (tanto puros como de doble flujo) es descargar los gases de salida de turbina a la atmósfera a la velocidad y en la dirección adecuada para **producir el empuje** resultante, es decir, **expandir los gases de salida hasta la presión atmosférica** para transformar la energía total que tienen a la salida de la turbina en **energía cinética del chorro** de escape. **La tobera es, pues, el órgano propulsor del motor de reacción.**

Por tanto en una tobera, al revés que ocurre en el difusor, se transforma presión en velocidad. **La presión (y la temperatura)** de los gases **disminuyen** a lo largo de la tobera, mientras que su **velocidad aumenta**.



Las **condiciones** que debe cumplir una **tobera** son:

- La **expansión** de los gases debe realizarse completamente **en la tobera**.
- **No** debe haber **movimiento rotatorio** (velocidad tangencial) en los gases de salida.
- La **dirección** del movimiento de los gases debe ser **axial**.

Las **toberas** que cumplen con las condiciones dadas pueden ser **de dos tipos**:

- "**Convergentes**" usadas para vuelo **subsónico**.
- "**Convergentes-divergentes**" para vuelo **supersónico**.

Realmente en la construcción de una tobera de escape podemos distinguir dos partes bien diferenciadas:

- **Colector de escape**: Es parte integrante del motor. Su pestaña anterior se fija a la pestaña posterior de la turbina e incluye el **cono de salida** que se une mediante montantes fuselados (llamados "**struts**" en inglés) a la carcasa exterior y puede alojar también el cojinete de apoyo posterior del eje de turbina.
- **Tobera (propriadamente dicha)**: Se considera parte integrante del avión, aunque, como ya pasaba en el conducto de admisión, su diseño y funcionamiento influye sobremanera en el funcionamiento del motor completo. La tobera se fija a la pestaña posterior del colector de escape del motor y consta de un **tubo de salida ("jet pipe")**, que **en las toberas cortas no existe** ya que su misión exclusivamente es conectar con la zona propulsora de la tobera, y de la **tobera propulsora ("exhaust nozzle")**, que puede ser "**convergente**" (fija o de área de salida variable) o "**convergente-divergente**" (con área de salida variable) y que es a través de la cual los gases de escape del motor salen a la atmósfera y producen el empuje.

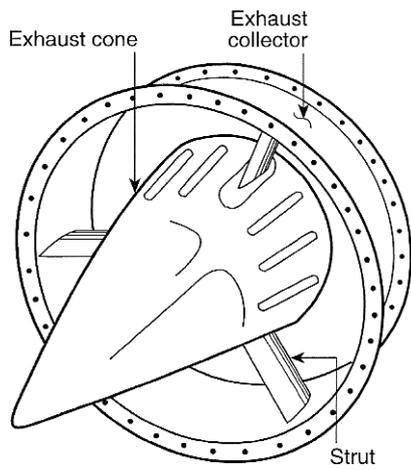


Fig. "32". - El colector (cono) de escape se fija a la pestaña de turbina. La tobera se fija a la pestaña del colector.

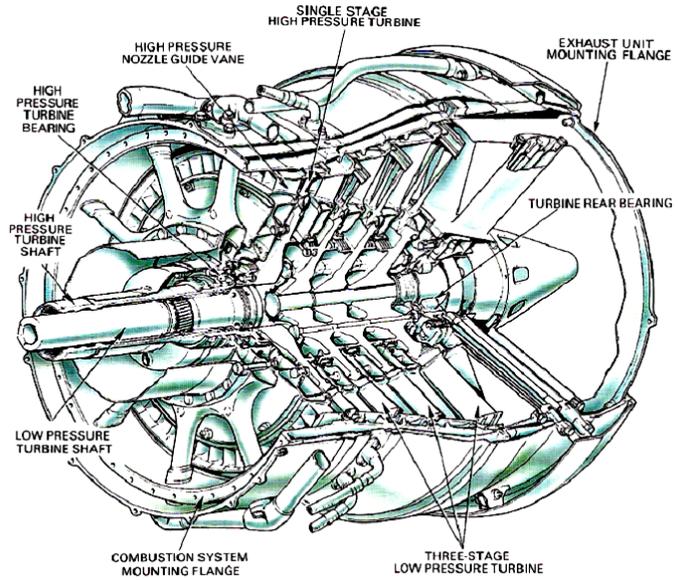


Fig. "33". - Disposición de una turbina de dos ejes.

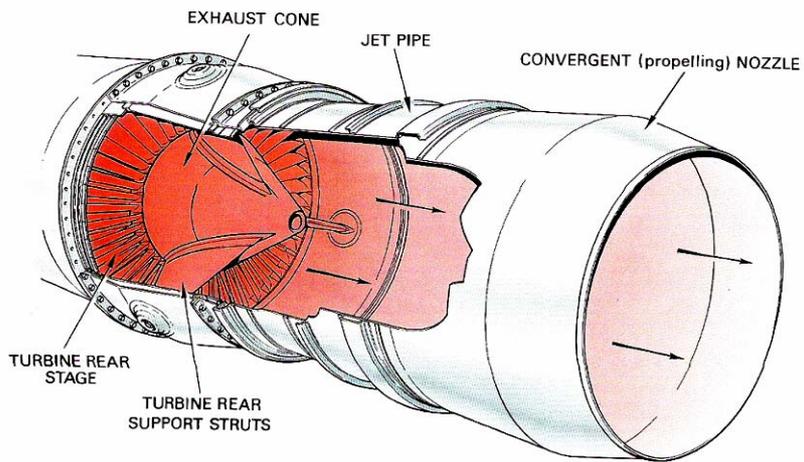


Fig. "34". - Disposición básica del sistema de escape (tobera)

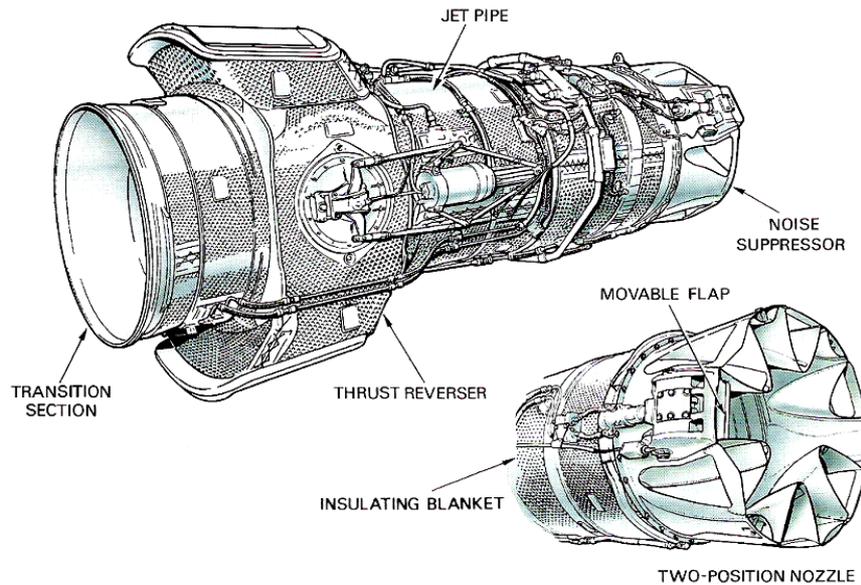


Fig. "35". - Sistema de escape con reversa de empuje, supresor de ruido y tobera propulsora de doble posición.

La alta velocidad de salida de los gases de la turbina (puede estar entre 230 y 370 m./seg.) provocaría fuertes pérdidas de presión por fricción en la tobera. Para evitarlo se decelera el flujo de gases mediante una expansión al entrar en la tobera (**entre la salida de turbina y el extremo final del cono de salida la sección de paso aumenta, es divergente**). Así se evita también la posible recirculación de gases calientes hacia la turbina. Por su parte los montantes fuselados ("struts") del cono de salida enderezan la corriente de gases en sentido axial, eliminando la velocidad residual de giro que pudieran tener al salir del último rotor de turbina y reduciendo con ello las pérdidas de presión por esta causa. **A partir del extremo del cono de escape** y del tubo de escape (si existe) la sección de paso se hace **convergente**, el gas incrementa su velocidad.

#### TOBERA "CONVERGENTE":

En una tobera "**Convergente**", si el "**grado de expansión**" en ella, que es la **relación entre la presión total a la salida de la turbina y la presión atmosférica exterior**, es **inferior al valor crítico** (1'85) en que el Nº de Mach alcance la velocidad local del sonido (1) el gas se moverá en toda la tobera, hasta el área de salida que es su sección mínima, **en régimen subsónico** y la presión a la salida de la tobera es igual a la atmosférica. Esto normalmente ocurre **cuando el motor opera a bajo régimen** (bajo empuje).

**Al aumentar el régimen del motor**, y por tanto la presión total a la salida de turbina, se puede alcanzar el **valor crítico** del grado de expansión **en la salida de la tobera ("nozzle choked")** en que se llega a la velocidad del sonido (**Nº de Mach igual a 1**). Se forma una onda de choque a la salida si bien la presión a la salida de la tobera sigue siendo igual a la presión atmosférica.

**Si continúa aumentándose el régimen del motor** (sigue aumentando la presión total a la salida de turbina) **se alcanza un grado de expansión** en la tobera **supercrítico** y la onda de choque que se ha formado a la salida impide que el chorro de gas continúe acelerándose (el Nº de Mach allí sigue siendo igual a 1), pero la **presión estática a la salida** de la tobera, inmediatamente antes de la onda de choque, se hace **mayor que la presión atmosférica** y esto hace que haya un **mayor empuje** del motor debido a esta mayor presión a la salida que se suma al empuje normal debido al incremento de cantidad de movimiento de los gases a la salida del motor respecto al aire que entra en el.

Sin embargo en una **tobera "Convergente"** que funcione **con un grado de expansión supercrítico**, cosa que normalmente ocurre en muchas fases de operación **de motores con altas relaciones de presiones**, se pierde

la posibilidad de utilizar la energía disponible al seguir expansionando y aumentando la velocidad del chorro de gases hasta la presión atmosférica. Por ello con este tipo de motores y para vuelo supersónico es más conveniente la utilización de toberas **“Convergente-divergentes”**.

TOBERA “CONVERGENTE-DIVERGENTE”:

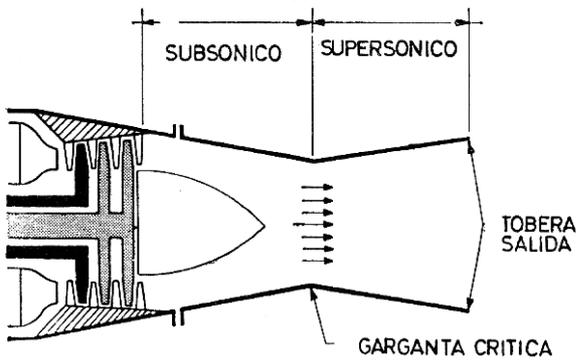


Fig. "36". - Tobera convergente-divergente.

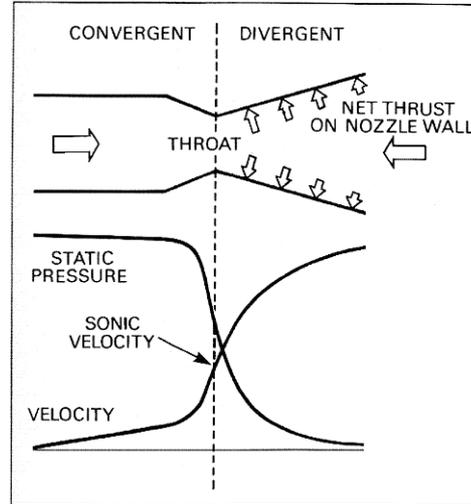
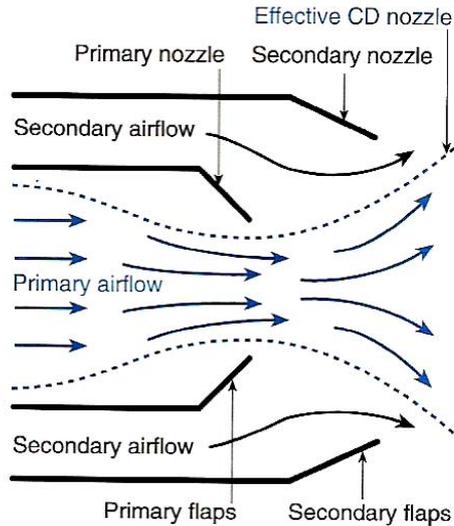


Fig. "31". - Flujo a través de una tobera convergente-divergente.

En función de cual sea el dominio de vuelo en que opere el avión en que se instales un motor de alta relación de presiones puede ser **ventajoso** (tanto más **cuanto mayor sea el Nº de Mach de vuelo** del avión) dotarle de una tobera **“convergente-divergente”** para tratar de aprovechar esa energía remanente perdida de que hablábamos en el párrafo anterior. Se utiliza la presión total que aún conserva el chorro de gases **al alcanzar la velocidad del sonido en la zona más estrecha de la tobera (“garganta”) para continuar expandiéndolo** (aumentando su velocidad ya **en régimen supersónico**) **en la zona divergente** del interior de la tobera **e incrementar así el empuje**, como muestra al Fig. “31”, a consecuencia de la reacción resultante (en sentido axial) que el incremento de cantidad de movimiento (velocidad) del chorro ejerce, como una fuerza de presión, sobre la pared interna de la zona divergente de la tobera.

Una **tobera “convergente-divergente”** con el área de salida fija se consigue que funcione con efectividad solo en un margen estrecho del total de las condiciones de operación del avión, por lo que se recurre dotar a la tobera de un **área de salida variable para conseguir que mantenga un equilibrio de presión y temperatura y funcione con efectividad en todas las condiciones de operación**. En realidad la ventaja obtenida de esta forma arrastra la contrapartida de un mayor peso de la tobera y del motor por lo que, en la práctica, **esta solución se reserva para los motores con postcombustión** que se operan en vuelo supersónico.

La forma más eficiente de operar motores con postcombustión dotados de tobera con área de salida variable es conseguir que esta varíe de forma automática al cambiar las condiciones del flujo de gases a través del motor, por lo que ciertos motores de altas “performances” están dotados de una tobera convergente-divergente cuya frontera (forma) es controlada mediante una pared de aire (secundario) envolvente.



*La tobera convergente-divergente de un motor con postcombustión de altas "performances" instala dos conjuntos de "flaps" de escape. El conjunto "primario" de flaps forma una tobera convergente. Al abandonar los gases de escape esa tobera convergente, su expansión radial es controlada por el flujo "secundario" de gases que es a su vez controlado por el conjunto de flaps "secundario".*

*Fig. "37". - Tobera convergente-divergente de flujo de aire controlado .*

El postcombustor está dotado de **dos conjuntos de flaps solapados** que gobiernan el **área de salida del flujo primario y del secundario** respectivamente. La apertura o cierre de estas áreas se ejerce moviendo los conjuntos de flaps mediante actuadores hidráulicos **governados automáticamente** por el Control de Combustible Electrónico (**EEC**) del motor en función de las condiciones de vuelo del avión y de operación del propio motor. El conjunto de **flaps del flujo primario** dimensiona el **área de paso** para conseguir que se alcance en ella la **velocidad del sonido**. A partir de ese punto el flujo de gases (primario) trata de expandirse en todas direcciones, pero entonces es el **flujo secundario** gobernado por el **otro conjunto de flaps** el que **limita radialmente** esa **expansión para conformar** de esta forma **un conducto efectivo de forma divergente** en que **el** chorro de gas (flujo **primario**) incrementa su velocidad (y el empuje) en régimen supersónico.

**TOBERAS EN MOTORES DE DOBLE FLUJO:**

Mención especial a como este tipo de motores resuelve el problema de eyección de gases (calientes) y flujo de aire secundario (frío) para producir empuje, y que por si mismas explican la forma de hacerlo, se da en las Figuras siguientes:

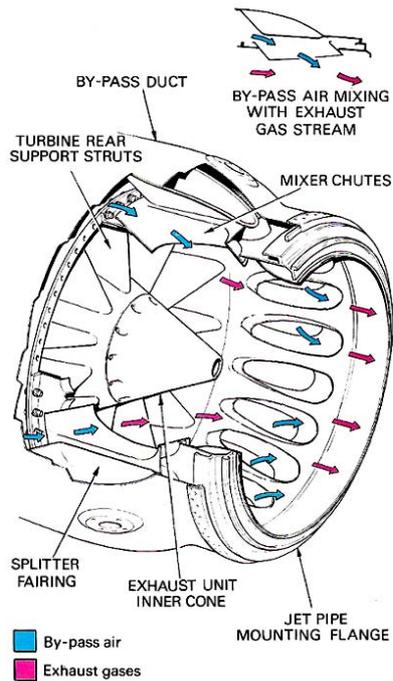


Fig. "38". - Mezclador de salida ("mixer") de un turbofan de bajo índice de derivación.

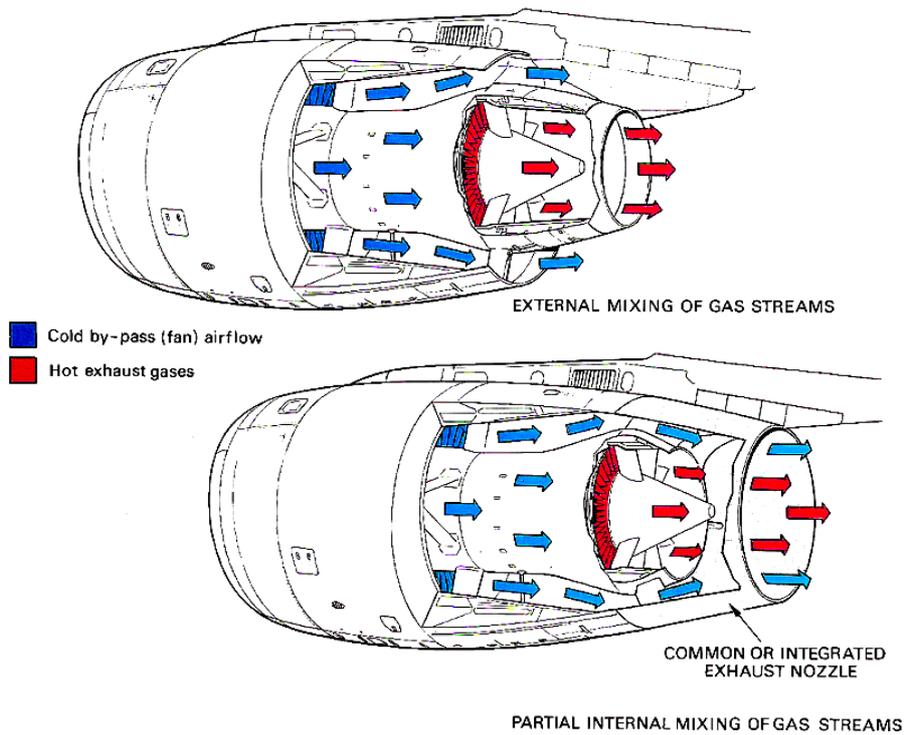


Fig. "39". - Sistemas de escape de motores turbofan de alto índice de derivación

En motores de **bajo índice de derivación** ambos flujos (primario y secundario) se eyectan a la atmósfera **mezclados** (por medio de un "mixer") antes de salir de la tobera (ver Fig. "38"). Sin embargo para motores de **alto índice de derivación** existen dos posibilidades (ver Fig. "39"):

- Que tanto el flujo de gases primario como el secundario salgan al exterior coaxialmente a través de su propia tobera (*sin mezclarse* anteriormente), diseñada cada una de ellas para funcionar con la eficiencia óptima en las condiciones normales de operación.
- Que haya un *mezclado parcial* de gases calientes (primario) y aire frío (secundario) antes de salir a la atmósfera a base de extender *la tobera de flujo secundario* de forma que *cubre parcialmente* también *la salida del primario* (con esto una cierta *mejora en la eficiencia* del conjunto de ambos).

#### **f) Cajas de accesorios.**

Proporcionan el movimiento necesario (potencia) a las unidades que proporcionan potencia a los sistemas hidráulico, neumático y eléctrico del avión, así como a varias bombas y sistemas de control para una eficiente operación del propio motor (como es el propio “starter” del motor).

La potencia necesaria para arrastrar todo ese conjunto es obtenida mediante un eje radial y/o conjunto de engranajes del eje principal turbina-compresor (de HP) del motor, bien directamente o a través de una caja de engranajes intermedia. Diversas soluciones de cómo extraer esa potencia se esquematizan en la Fig. “40” y algunas soluciones mecánicas de como acoplar el eje radial (de extracción) al eje principal se muestran en la Fig. “41”. En ocasiones no todo el servicio necesario se puede acoplar a una sola caja de engranajes, por lo que es necesario instalar una caja de engranajes auxiliar que extrae la potencia que necesita para mover los accesorios instalados en ella de la caja de engranajes principal.

La posición en que se acopla la caja de engranajes principal al motor depende de la geometría de ambos y de la accesibilidad que convenga darle. Normalmente la caja de engranajes se ancla en la parte inferior del cárter de compresor del motor (en los motores de helicóptero está inversamente en la parte superior). En motores turbofan grandes es típica la instalación de la caja de engranajes (con forma característica de “banana”) anclada a la parte inferior del cárter de fan del motor. La Fig. “42” ilustra una disposición típica de caja de engranajes principal y de los distintos accesorios conectados a ella, siendo significativas las dos secciones en que se divide agrupando en cada una de ellas el arrastre de los accesorios que necesitan poca potencia mecánica y en la otra aquellos que requieren alta potencia.

La potencia total que es necesaria para arrastrar todos los accesorios depende en cada caso. De un motor turbofan de alto índice de derivación puede ser necesario extraer del orden de 400 o 500 HP con ese fin. Cada tren de engranajes está diseñado para proporcionar a cada accesorio en el eje de conexión el par motor y la velocidad de giro que necesita para su correcto funcionamiento en función de las r.p.m. del motor y en algún caso, como es el de los generadores eléctricos de AC que necesitan funcionar a régimen constante, se intercala un accesorio como la CSD (“Constant Speed Drive”) que proporciona una velocidad de giro constante independiente de cual sea la velocidad de giro del motor.

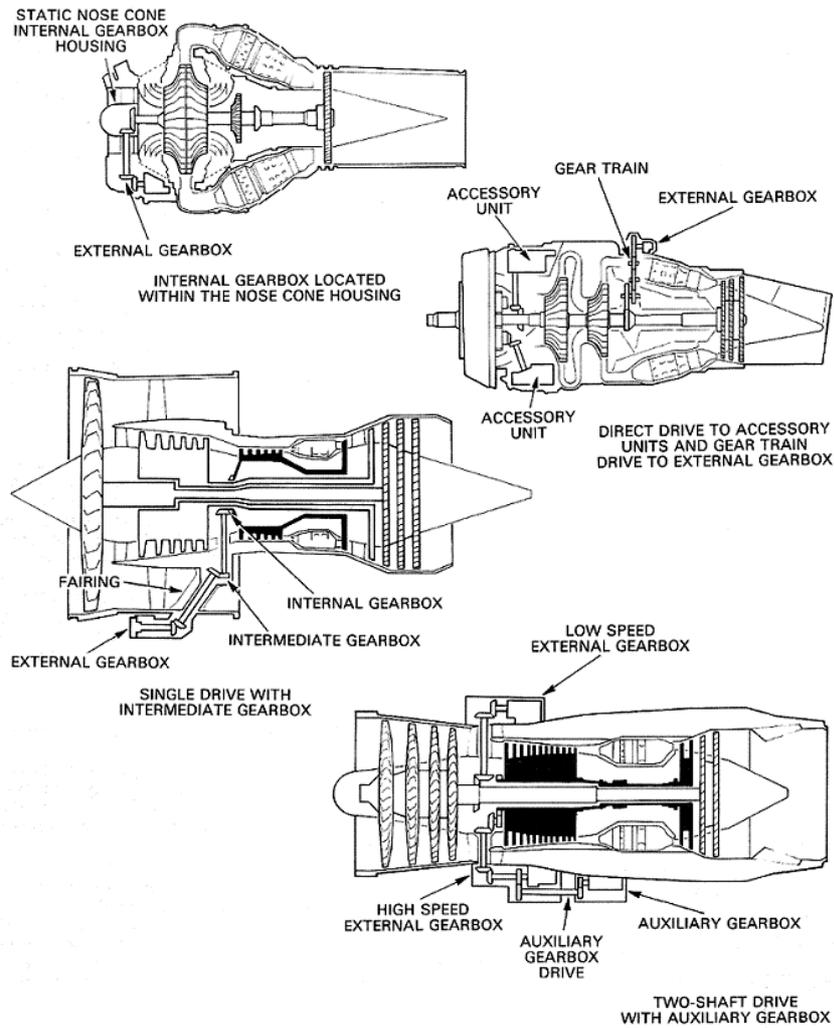


Fig. "40". - Acoplamiento mecánico entre motor y cajas de accesorios.

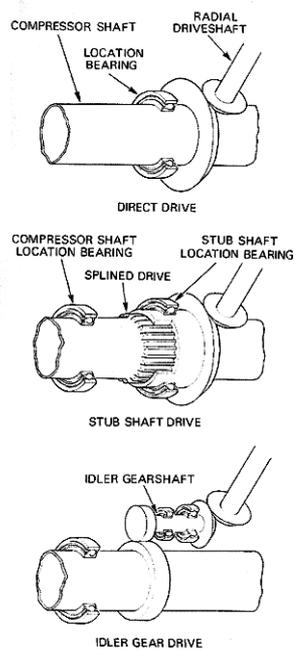


Fig. "41". - Acoplamiento mecánico internos de cajas de engranajes.

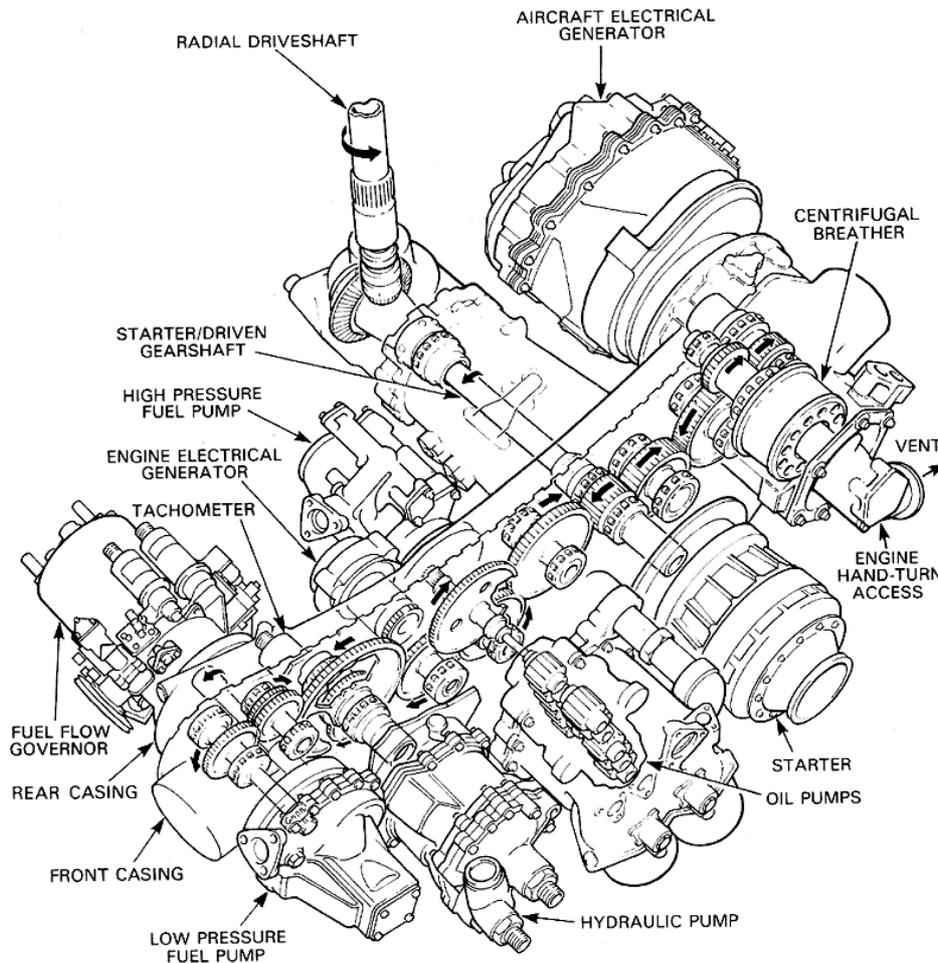


Fig. "42". - Caja de engranajes exterior y unidades de accesorios.

Los materiales de fabricación y la precisión tanto de cárteres como de ejes y engranajes están de acuerdo con la fiabilidad exigible a un conjunto de sistemas vital para el seguro funcionamiento tanto del propio motor como del avión. Ejemplo de ello es que el eje de conexión de determinados accesorios a la caja de engranajes es "fusible", de forma que si el accesorio falla (se gripa) ese eje se rompe (se cizalla) para impedir que todo el tren de engranajes de la caja y el resto de los accesorios conectados a él se vea afectado. Esto último no ocurre sin embargo en accesorios principales, como las bombas de aceite, ya que son vitales para el funcionamiento del motor y en caso de cualquier fallo se necesitaría parar inmediatamente el motor.

#### **g) Sistema de lubricación.**

El sistema de lubricación del motor **proporciona lubricación y refrigeración a todos los engranajes, rodamientos y estriados**. Es capaz también de retener materias extrañas que, de circular libremente por el circuito de lubricación y acabar en un alojamiento de cojinete o caja de engranajes, podrían provocar un rápido fallo. El aceite usado debe realizar la tarea de lubricación sin significativo deterioro y ser capaz de proteger los elementos lubricados fabricados con materiales que no sean resistentes a la corrosión. El sistema de lubricación de los turbohélices se diferencia algo de los de otros motores de reacción debido a las fuertes cargas soportados por los engranajes de la caja reductora de la hélice que debe lubricar.

La mayoría de los motores de reacción poseen **sistemas internos de lubricación con recirculación de aceite** que es **distribuida mediante presión** a los puntos del motor que se necesita lubricar **y después es devuelta al depósito acumulador** mediante **bombas** (o por **gravedad**). Solo **pequeños motores** usados en aplicaciones específicas con cortos periodos de utilización (motores "Booster" o de sustentación vertical) **no**

**usan la recirculación y el aceite usado en la lubricación se elimina** drenado al exterior o eyectado en la corriente de gas del motor.

Se usan básicamente dos **sistemas de lubricación con presión de aceite y recirculación**, si bien el segundo de ellos también se puede subdividir como sigue:

- Sistema de lubricación de **colector húmedo** (“wet-sump”).
- Sistema de lubricación de **colector seco** (“dry-sump”)
  - De **tanque caliente** (“hot-tank”).
  - De **tanque frío** (“cold-tank”).
    - Sistema de **válvula limitadora de presión** (“pressure relief valve”).
    - Sistema de **flujo total** (“full flow”).

En el **sistema** de lubricación **de colector húmedo** el aceite es distribuido **presurizado** a los cojinetes del motor y al acoplamiento del rotor de turbina, pero **retorna por gravedad** al carter de la caja de engranajes de accesorios, que sirve además como depósito acumulador de aceite, y esos engranajes se lubrican por “chapoteo”. Hoy día este sistema ha caído en desuso y solo se usa en pequeños motores (como APU). Los motores actuales en que el depósito de aceite es una parte integral del motor, pero que el retorno del aceite a él se hace mediante bombas de recuperación, no pueden ser considerados como de colector húmedo.

En los **sistemas de colector seco** (la casi totalidad de los usados actualmente) **el aceite usado** en la lubricación-refrigeración de cojinetes, estriados y engranajes de motor y caja de accesorios **es recogido mediante bombas de recuperación** (“scavenger pumps”) **para llevarlo al tanque** (acumulador) de aceite externo al propio motor. En los sistemas de **“tanque caliente”** el cambiador de calor para **la refrigeración de aceite** está ubicado **en la parte presurizada de alimentación** de aceite a los puntos a lubricar, por lo que al tanque llega (caliente) con el calor que ha podido recoger durante el proceso de lubricación. En los sistemas de **“tanque frío”** el cambiador de calor para **la refrigeración de aceite** está ubicado **en la parte de retorno del circuito** de aceite antes de llegar esta (ya fría) al tanque.

En realidad los sistemas de **“válvula limitadora de presión”** y de **“flujo total”** **son sistemas de colector seco y tanque frío**, pero se destacan especialmente porque:

- En el sistema de **“válvula limitadora de presión”** el **flujo** de aceite suministrado para la lubricación es **controlado por la válvula limitadora de presión** (“relief valve”), que opera permitiendo el suministro de aceite al circuito si la presión de alimentación no excede de un valor determinado, pero que cuando se sobrepasa esa presión recircula el aceite directamente desde la salida de la bomba principal hacia la entrada de ella o lo devuelve al depósito.
- En el sistema de **“flujo total”** suministra en todo momento el flujo de aceite necesario, en el margen completo de revoluciones del motor, permitiendo que **la bomba principal suministre directamente presión de aceite a los puntos a lubricar** pero prescindiendo para ello de la válvula limitadora (“relief valve”). Este sistema se emplea en motores que operen con altas presiones en los alojamientos de cojinetes y que de utilizar el sistema de “válvula limitadora de presión” necesitarían tener bombas e alimentación mucho mayores.

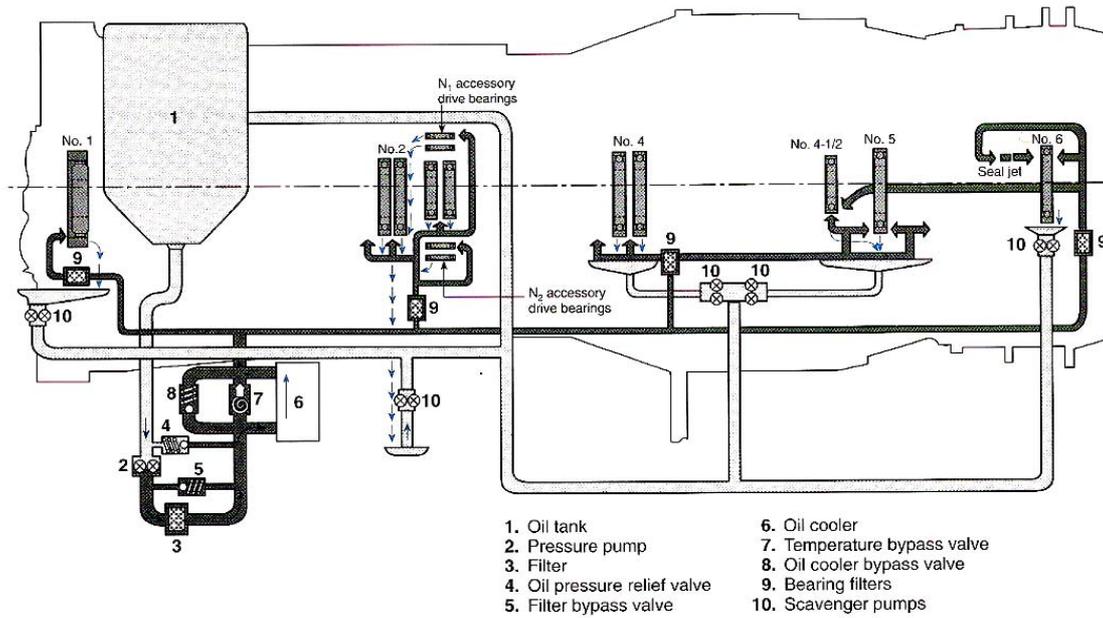


Fig. "43". - Sistema de lubricación de colector seco y tanque caliente de un turboreactor de dos compresores de flujo axial.

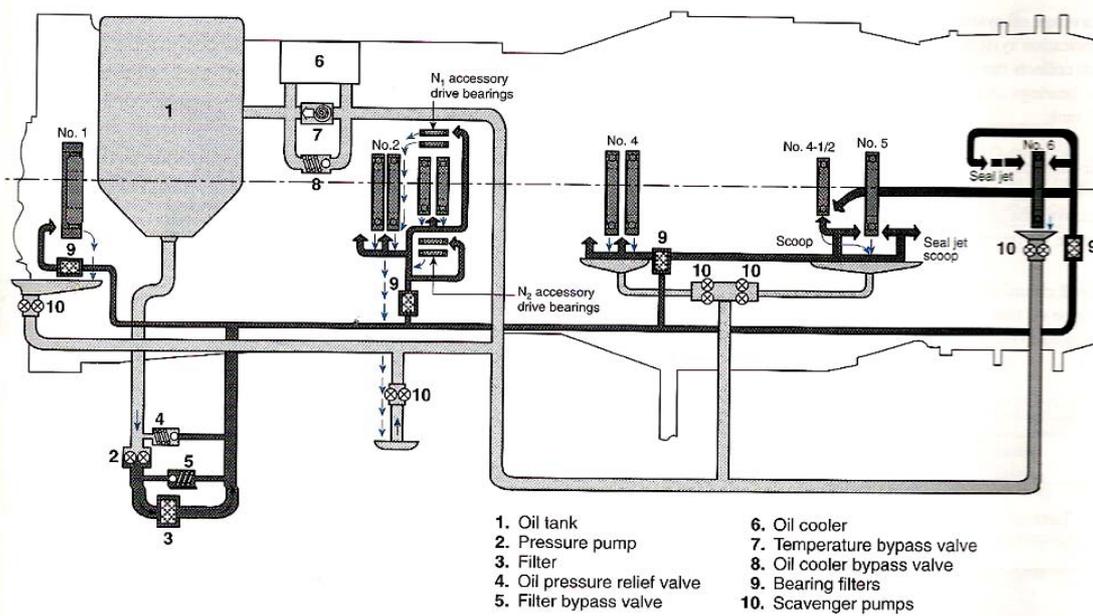


Fig. "44". - Sistema de lubricación de colector seco y tanque frío de un turboreactor de doble compresor axial.

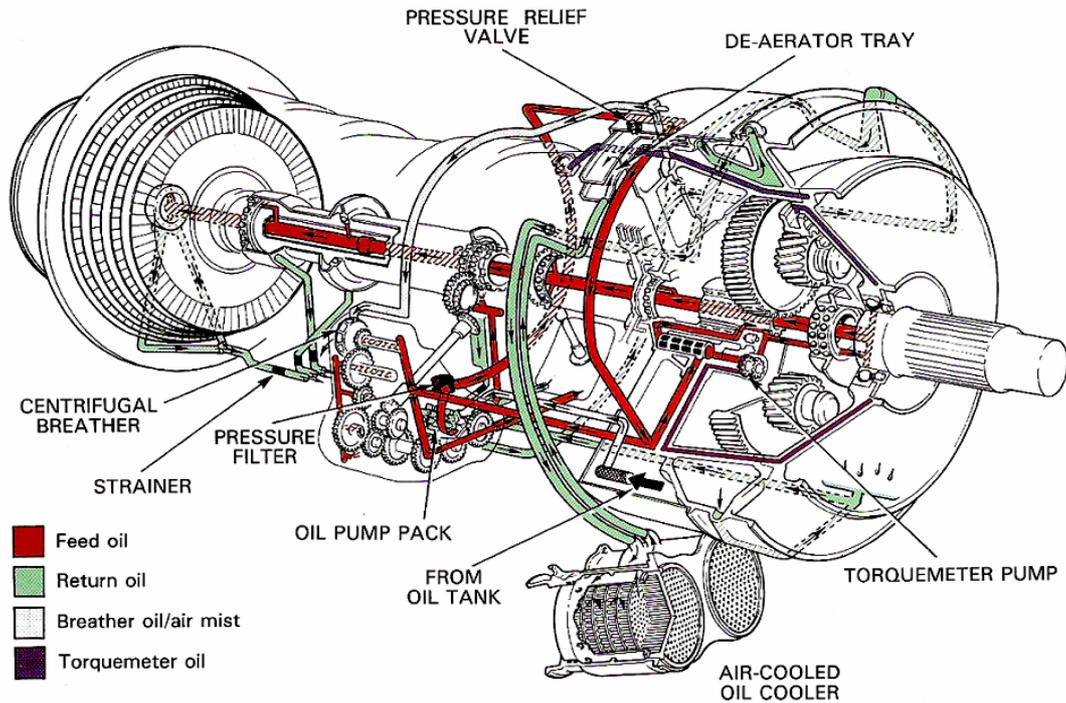


Fig. "45". - Sistema de aceite del tipo de válvula limitadora de presión.

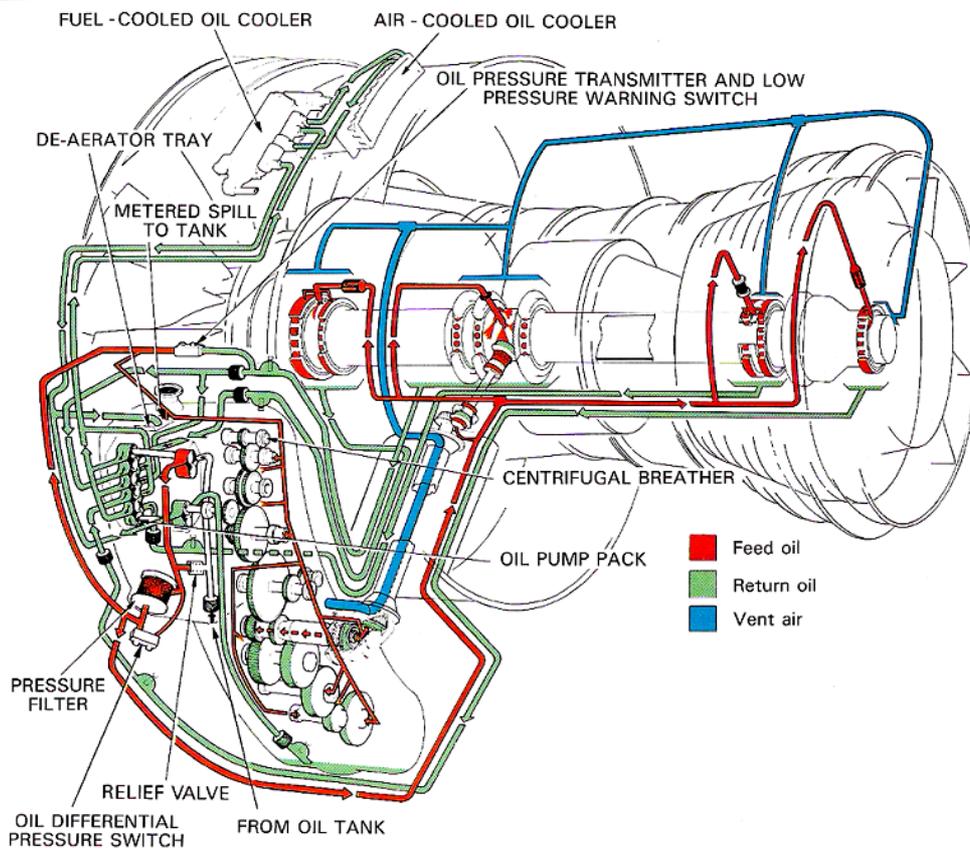


Fig. "46". - Sistema de aceite del tipo de flujo total.

Los **Subsistemas** del sistema de lubricación son:

- **Subsistema de presión:** Suministra la cantidad correcta de aceite (limpio), con la presión y temperatura de aceite adecuadas, a todos los puntos del motor a lubricar-refrigerar. Consta de:
  - Tanque de aceite
  - Bomba (principal) de presión de aceite (normalmente de engranajes).
  - Válvula limitadora de presión.
  - Filtro principal de aceite.
  - Refrigerador de aceite (en los sistemas de “tanque caliente”).
  - Filtros en alojamientos de cojinetes
  - Inyectores o boquillas suministradoras de aceite.
  
- **Subsistema de recuperación de aceite:** Recoge el aceite desde los puntos de lubricación y lo devuelve al tanque de aceite desde donde puede volver a ser recirculado. Consta de:
  - Sumideros (en los que se recoge el aceite de cojinetes y engranajes).
  - Bombas de recuperación de aceite (varias).
  - Detector de partículas magnéticas (“Chip Detector”).
  - Separador de aire-aceite o cámara
  - Refrigerador de aceite (“Oil Cooler”) con válvula by-pass y by-pass de temperatura.
  
- **Subsistema de ventilación:** Proporciona una ligera **presión sobre el aceite en el tanque** que asegura un flujo de aceite hacia la entrada de la bomba, **evitando** así que se produzca **cavitación** en ella y ayudando a que haya una presión uniforme en los inyectores de aceite y un apropiado flujo de aceite en los cojinetes. El aceite recogido en los distintos compartimentos (“sumideros”) de cojinetes y cajas de engranajes por las bombas de recuperación arrastra una cierta cantidad de aire que se libera en el espacio de expansión sobre el aceite en el tanque (presurizándolo ligeramente). Componentes de este Subsistema son:
  - Tuberías de ventilación y válvula antirretorno (“check valve) en el Tanque.
  - Válvula de presurización (en el Tanque).
  - Desaireador (separa el aire del aceite devuelto al Tanque).
  - Separador centrífugo (separa el aceite del aire a ser evacuado al exterior)
  - Válvula de vacío (contrarresta la excesiva succión de los alojamientos de cojinetes por las bombas de recuperación).
  
- **Instrumentación en el Sistema de Lubricación:**
  - Indicación de Presión diferencial de aceite (entre la salida de bomba principal y subsistema de ventilación).
  - Indicación (luz) de aviso de Baja Presión de aceite.

- Temperatura de aceite.
- Cantidad de aceite (en el tanque).
- Luz de aviso de Obstrucción del Filtro de aceite.
- Luz de aviso de partículas magnéticas en el aceite.

**h) Sistema de aire interno.**

Se define el sistema de **aire interno** como el **conjunto de los flujos de aire que el motor no usa directamente para la producción de empuje (o potencia).**

Las **funciones** que realiza son variadas e importantes para operar el motor segura y eficientemente:

- **Refrigeración** interna del motor y de ciertos accesorios.
- **Sellado** de los alojamientos de cojinetes.
- **Prevenir la ingestión de gases calientes** en las cavidades de los discos de turbina (oponiendo la presión del aire interno a la de la corriente principal de gases calientes).
- **Control** de las **cargas axiales** en los cojinetes.
- **Control de las tolerancias** entre los extremos de los álabes de turbina y el cárter de turbina.
- **Antihielo** de motor.
- Suministro de aire para **servicios del avión.**

Casi una quinta parte de la masa total de aire que entra en el motor puede ser usada para cubrir estas funciones. El aire necesario para las funciones descritas **se "sangra" del compresor** (en diferentes etapas) o del **difusor** pre-cámara(s). Se trata, si es posible, de sangrar el aire de las primeras etapas del compresor en que la presión y la temperatura del aire sean compatibles con la función a que se destine para no perder en ello más trabajo de compresión del necesario. Una vez que el aire ha realizado la función a que se destinó se expulsa al exterior del motor (o del avión) o se vuelve a introducir en la corriente de gases del motor.

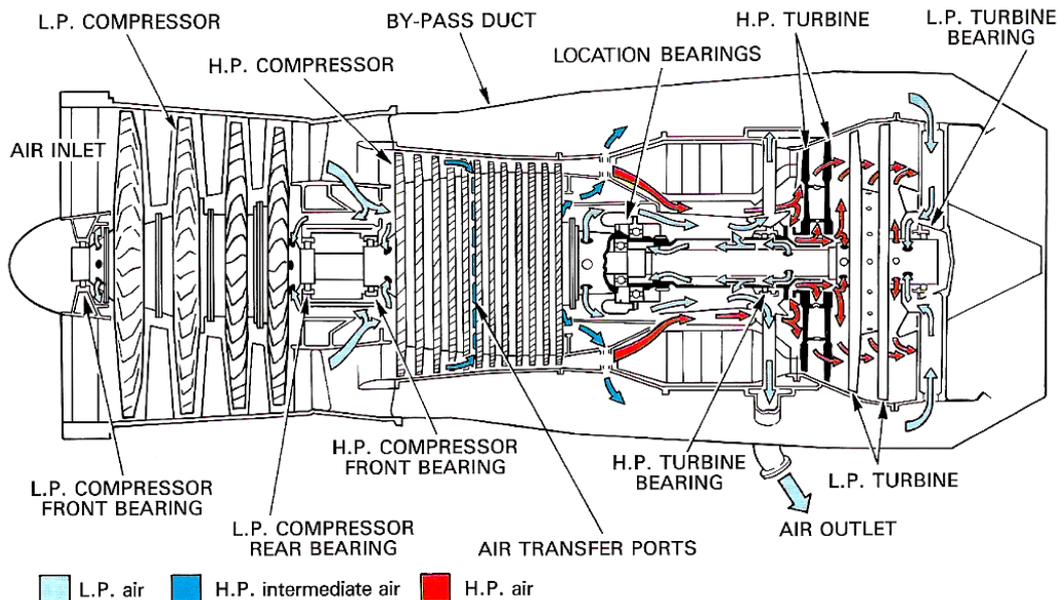


Fig. "47". - Esquema general del flujo de aire interno de un turbofan.

Algún detalle de **las más importantes funciones** es:

- **Refrigeración:**
  - Es necesario refrigerar determinadas partes del motor (y **en** determinadas **ocasiones algunos accesorios**) porque sino la temperatura que podrían alcanzar podría dañarlas o impedir su buen funcionamiento.
  - Las áreas del motor que **precisan refrigeración son las secciones de combustión y de turbina**.
  - Precisarán **refrigeración o calentamiento los ejes y discos de compresor** para asegurar la mejor distribución de temperatura (y por tanto la mayor eficiencia del motor) controlando las dilataciones térmicas que mantengan las mínimas tolerancias permitidas entre los álabes del rotor y su banda de rodadura (“seal”) en el cárter.
  
- **Refrigeración de turbina:**
  - La eficiencia térmica del motor depende de la temperatura del gas a la entrada en la turbina, que a su vez depende de **la temperatura que puedan soportar** los materiales de que están fabricados los **álabes guía de estator** y los **álabes de rotor** (de primer escalón).
  - **Refrigerando continuamente los álabes** mencionados se consigue poder elevar la temperatura de los gases de combustión que pasan por ellos sin que afecte a su buen funcionamiento.
  - Los **discos de turbina deben** igualmente **refrigerarse** para que el calor que por conducción les transmiten los álabes provoque en ellos dilataciones y contracciones incontroladas que puedan ocasionar fallos por **fatiga térmica**.
  - Las Figs. “48”, “49” y “50” muestran ejemplos de como se realiza prácticamente esa refrigeración.

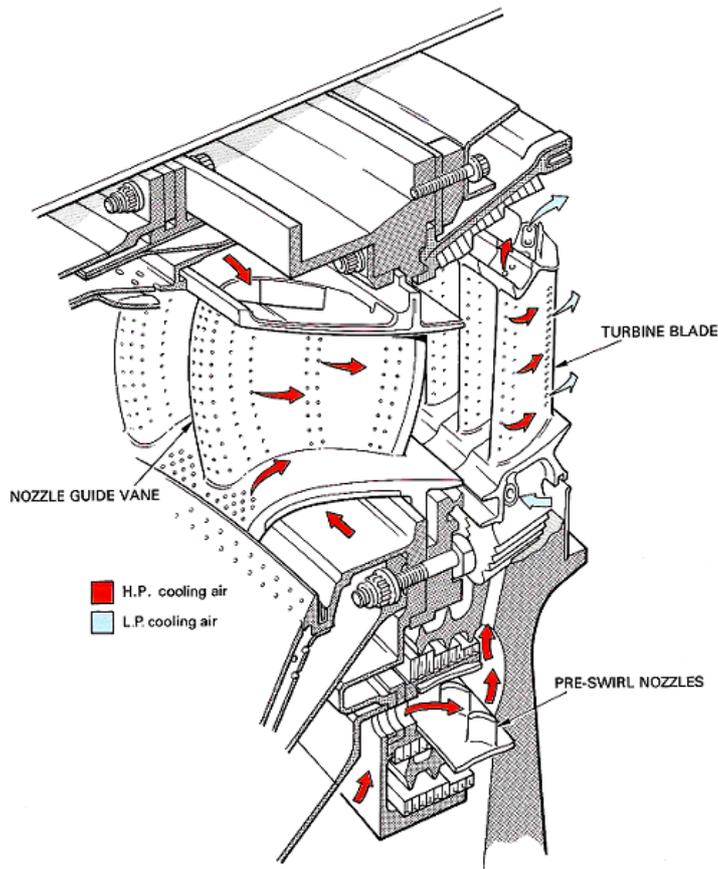


Fig. "48". - Disposición de la refrigeración de álabes guía y álabes de turbina.

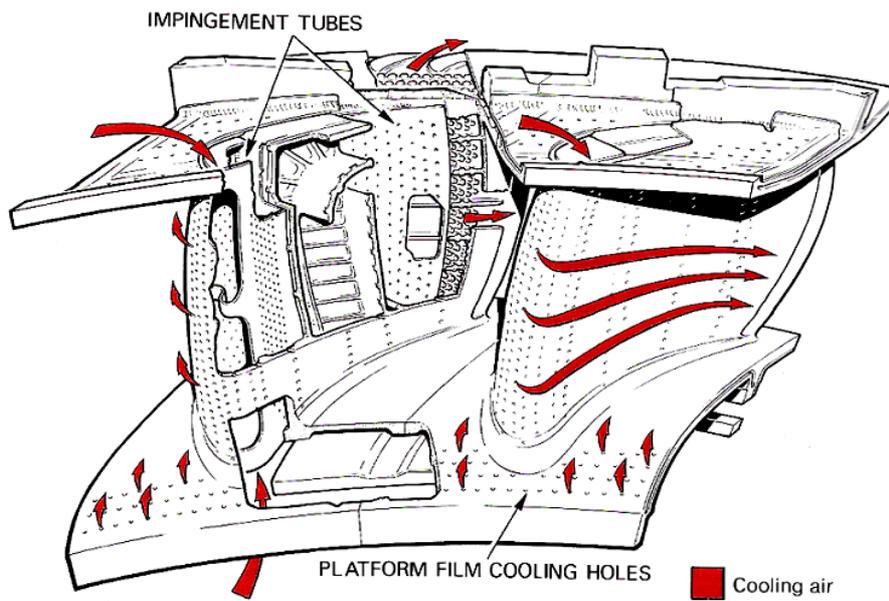


Fig. "49". - Construcción y refrigeración de álabes-guía de alta presión.

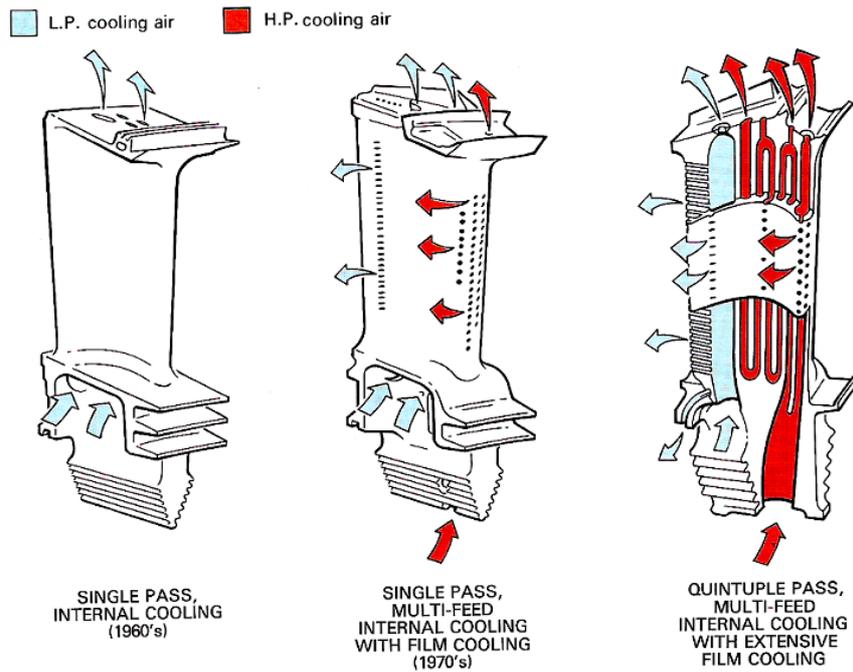


Fig. "50". - Evolución del desarrollo de la refrigeración de álabes de turbina de alta presión.

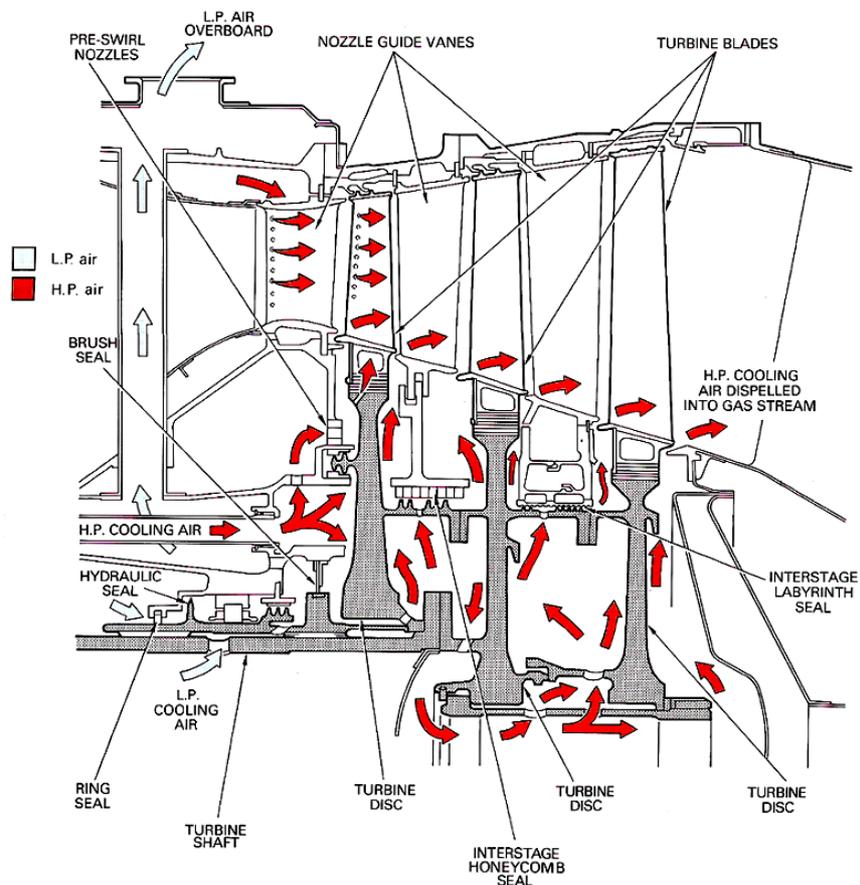


Fig. "51". - Disposición (hipotética) de refrigeración y sellado por aire de turbina

- Los **álabes guía pre-torbellino** (“pre-swirl nozzles”) reducen la presión y temperatura del aire suministrado a los discos de turbina para la refrigeración de los álabes al tiempo que con la velocidad tangencial que le imprimen **facilitan el paso a través de los orificios de los discos de turbina** (que están girando).
- **El aire** entra en los espacios anulares **entre los discos, refrigerando** sus caras, y **fluye** radialmente **hacia afuera**. Ese flujo es **controlado por** los cierres (“**seals**”) existentes entre estator y rotor y finalmente **es expulsado a la corriente de gas principal** que atraviesa la turbina (véase el ejemplo de la Fig. “51”).
- **Sellado por aire:** Se emplea para:
  - **Evitar fugas de aceite de los alojamientos de cojinetes.** Normalmente no se necesita refrigerar estos alojamientos ya que el propio aceite se encarga de hacerlo.
  - **Controlar los flujos de aire de refrigeración.**
  - **Evitar que los gases calientes** de la corriente de gas principal **penetren** en las cavidades **entre los discos de turbina.**
  - Se usan diferentes métodos de sellado dependiendo de: la presión y temperatura que les rodee, la practicabilidad, la generación de calor, el peso, el espacio disponible, la factibilidad de fabricación y de mantenimiento (montaje y desmontaje). Una muestra de distintos métodos de sellado se ofrece en la Fig. “52”. Los sellados que muestra la Fig. “51” son solo hipotéticos (no responden a un caso real). Los tipos de sellado más normales son:
    - **Sellos de laberinto.**
    - Sellos anulares (“**ring seals**”).
    - **Sellos hidráulicos.**
    - **Sellos de carbón.**
    - Sellos de cepillo (“**brush seals**”).
- **Control de cargas de cojinetes:**
  - **Los ejes** del motor **experimentan cargas axiales** producidas por la corriente de aire y gases que atraviesa el motor.
  - Esas cargas **tienen sentido hacia adelante en el compresor y hacia atrás en la turbina.**
  - Por tanto **el eje compresor-turbina está siempre sometido a tracción y la diferencia entre las cargas** indicadas es **soportada por** el (los) **cojinete(s) de localización** (fijación) que se fijan en un alojamiento estático.
  - Se hace actuar **la presión interna de aire sobre un cierre de equilibrado de presión de diámetro fijo** que **asegura** que el (los) **cojinete(s) de localización** está(n) **adecuadamente cargado(s)** durante todo el margen de operación del motor (para los diferentes valores de empuje que desarrolle). Ver Fig. “53”.
- **Servicios al avión:**
  - Se emplean **importantes cantidades de aire sangrado del compresor** del motor **para** dar servicios de **presurización y calefacción de cabina** y **antihielo del avión** durante el vuelo. Es

conveniente, por lo ya dicho, que ese **sangrado** sea efectuado **desde las primeras etapas del compresor** (para minimizar la pérdida en compresión, y en eficiencia, del motor) aunque sea factible que se prevea que pueda ser traspasado a etapas posteriores si las condiciones de presión y temperatura durante algunas fases del vuelo así lo requiriesen.

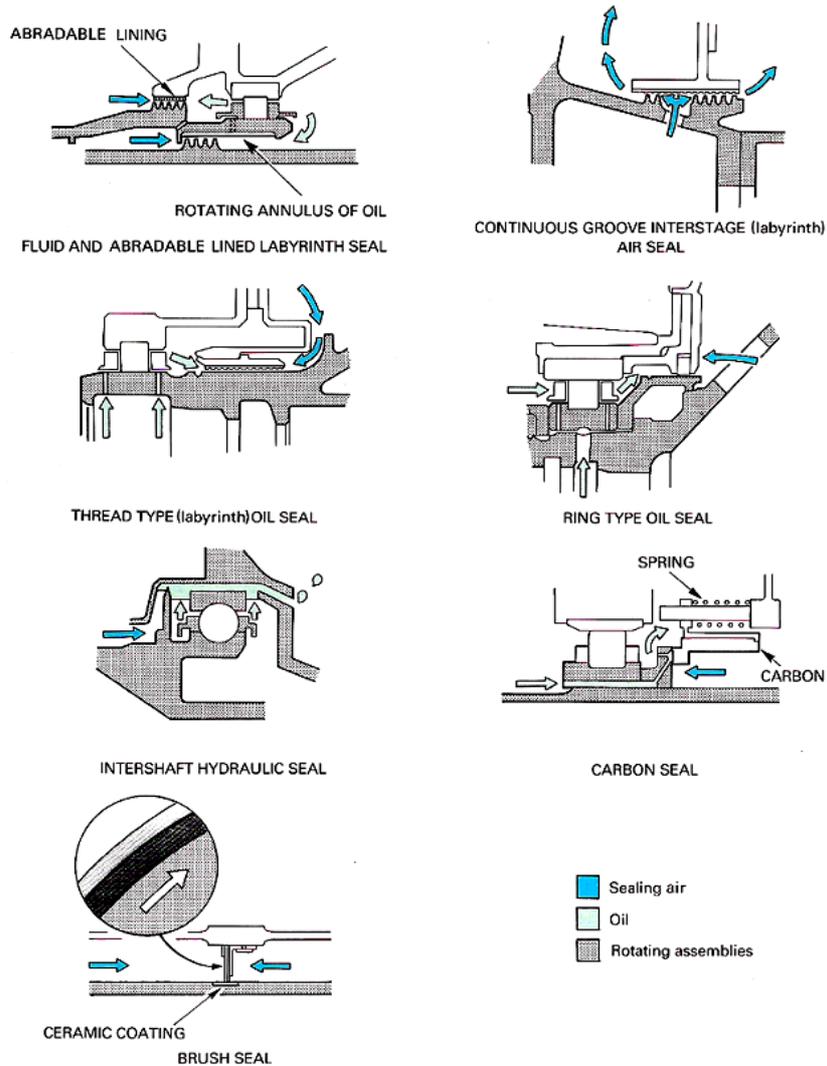


Fig. "52". - Métodos típicos de sellado.

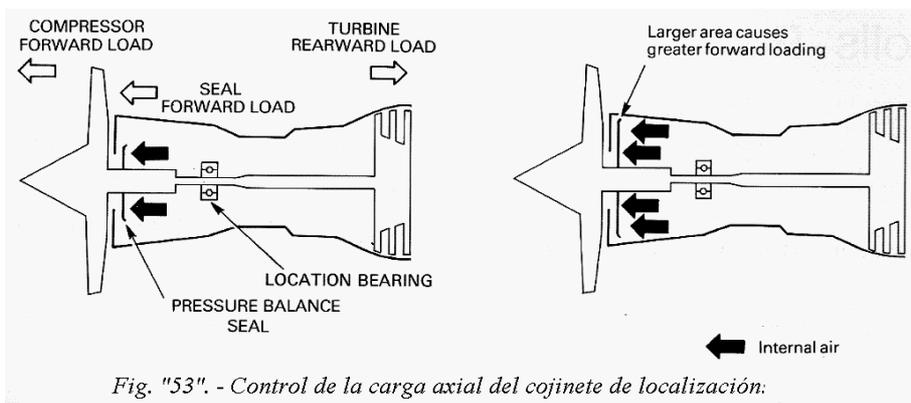
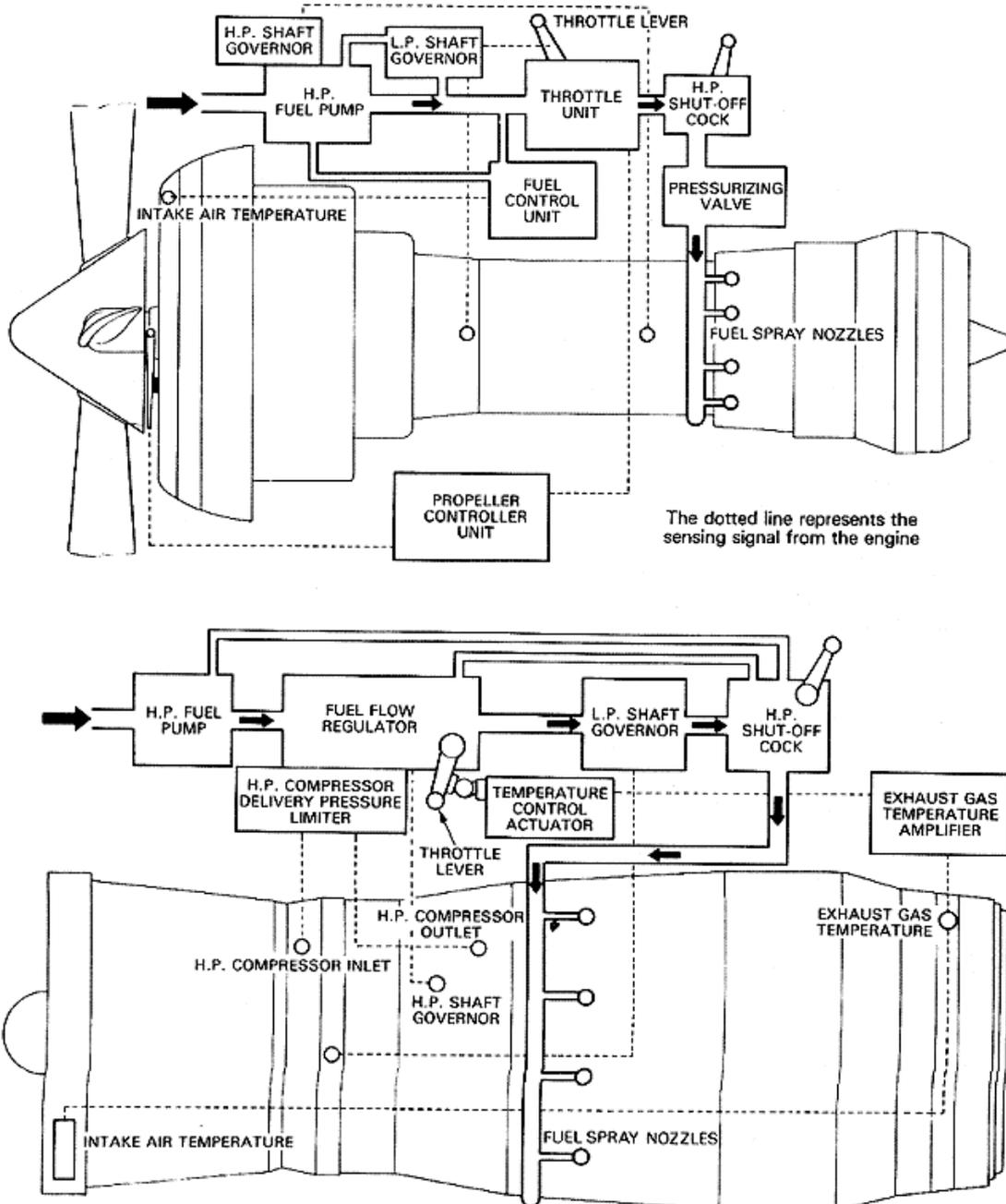


Fig. "53". - Control de la carga axial del cojinete de localización.

**i) Sistema de combustible.**

Es el sistema que se **encarga de acumular, distribuir y regular el combustible** que es necesario **para alimentar** en su funcionamiento **a los motores y APU** instalados en el avión. **En algunos casos se recircula** (no se consume) el combustible **para la refrigeración** de ciertos equipos. Las Figs. "54" y "55" muestran esquemáticamente este sistema.



*Fig. "54". - Esquema simplificado del sistema de combustible de un turbohélice y un turboreactor.*

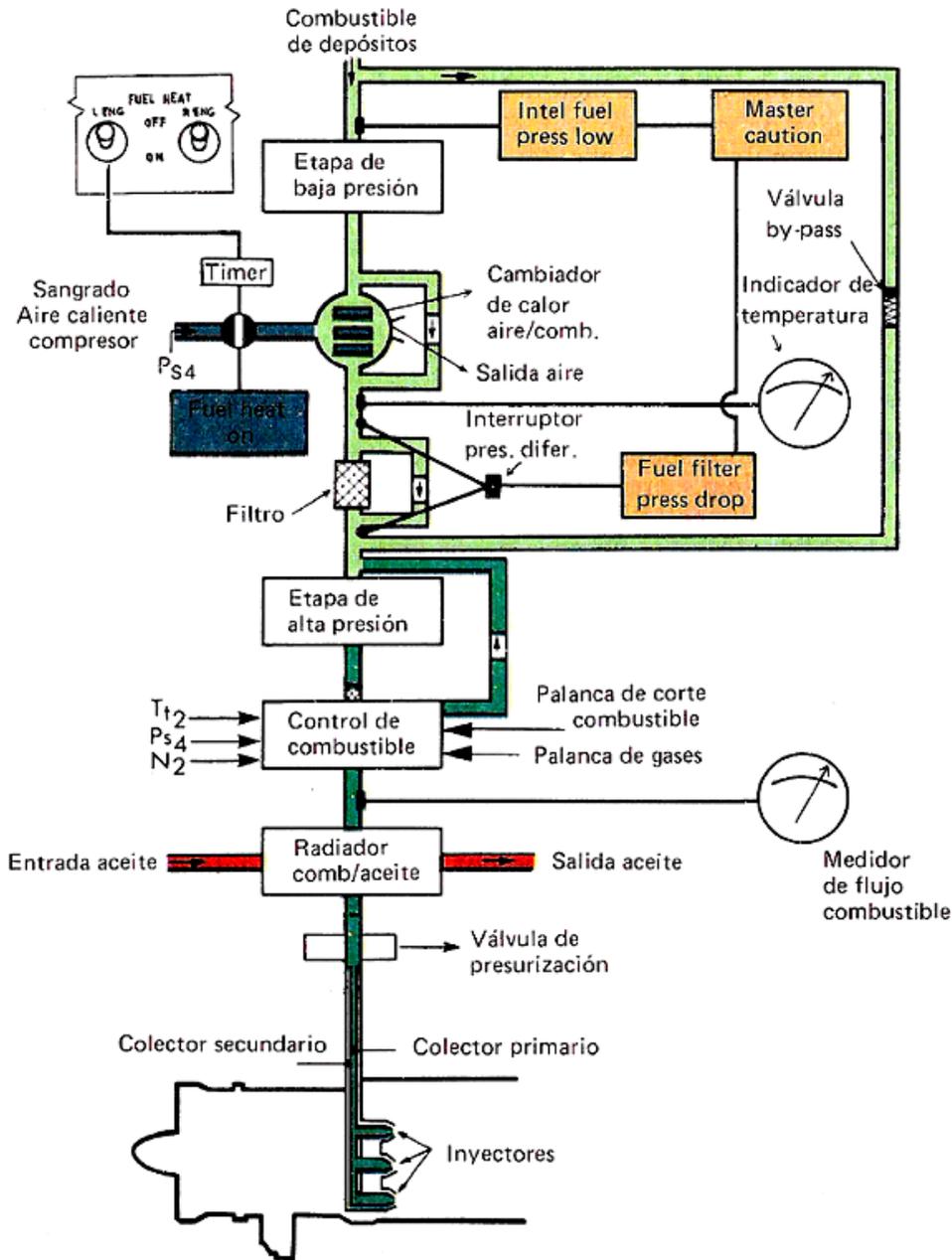


Fig. "55". - Esquema del sistema de combustible del motor JT8D.

- **Acumulación y distribución:**

- El combustible **se acumula en depósitos** ubicados **en las alas y**, en aviones grandes, **en la sección del fuselaje a la altura de los planos** (e incluso en el empenaje horizontal de cola para contribuir al centrado del avión). El número de depósitos es variable, dependiendo del tipo de avión (para aviones grandes de medio/largo radio de acción al menos son tres). Normalmente **los depósitos** de combustible **alares** (y a menudo también el central en el fuselaje) **forman parte de la estructura** del avión y se les denomina **depósitos integrales**.

- Para evitar riesgos de explosión o fuego **por descargas de electricidad estática** en las **operaciones de repostado o vaciado**, tanto el **avión** como la **cisterna** a la que se conecta deben estar **conectados a masa** (tierra) adecuadamente.
- El **repostado** (y vaciado) se realiza **por** las **bocas de llenado** situadas en la parte inferior d las alas y **se controla mediante** el(los) **panel(es) de repostado** ubicado(s) cerca del borde de ataque de la parte inferior del ala o en la zona ventral del fuselaje central ("belly").

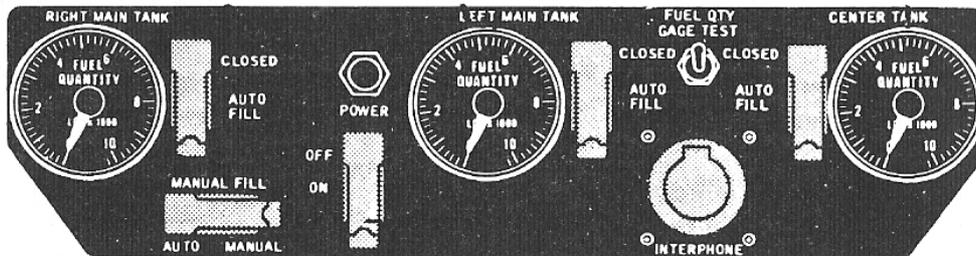


Fig. "56". - Panel de repostado del DC9.

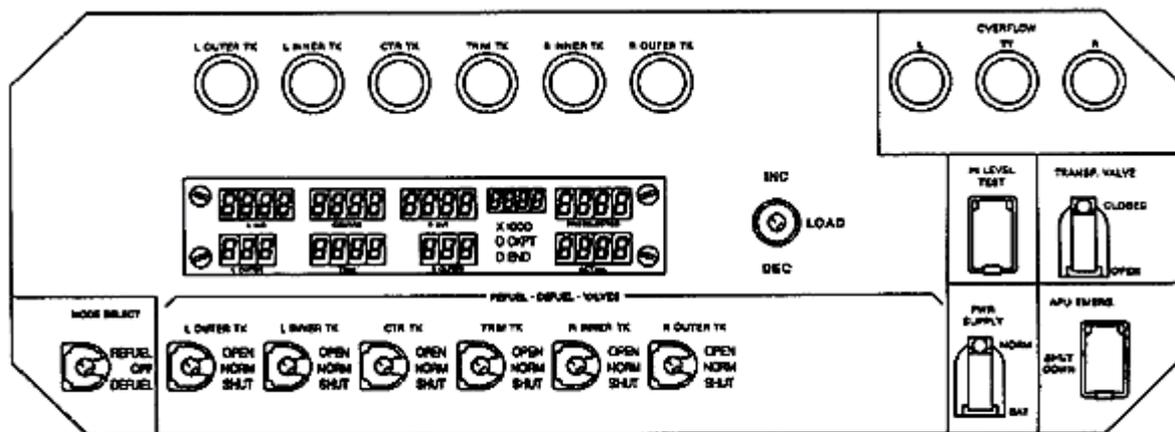


Fig. "57". - Panel de repostado del A340.

- El **repostado** de combustible de los depósitos puede controlarse en modo **automático** o **manual**. Es posible el **repostado por gravedad** por las bocas de carga situadas en la **parte superior** de los **depósitos alares** (apenas se usa, pero en ciertos casos sirve este método para acabar de rellenar los depósitos con algo más de combustible después del llenado a tope mediante el repostado normal).
- Para el **control automático** de repostado es necesario que estén **energizados** (con corriente eléctrica) los **indicadores** y las electroválvulas de entrada ("**fuel shutoff valves**") y corte de combustible. Al **abrir la electroválvula** de entrada correspondiente **el combustible impulsado por** la bomba de **la cisterna** pasa **al depósito del avión**.
- En los depósitos existen unos **sensores de corte automáticos** que convierten la señal de peso en señal de volumen y **cierran la válvula de entrada** de combustible **cuando** el depósito **esta lleno** o se alcanza la **cantidad preseleccionada** (según los casos).

- Los depósitos alares y del fuselaje central disponen en su parte inferior de una serie de **varillas** ("sticks"), de tipos diversos (magnéticas, de rebose, etc.), **para comprobar la cantidad de combustible** que hay en el depósito (**mediante** la **lectura** que se obtiene al sacarlas **y** el valor dado por las **tablas** matemáticas correspondientes).
- **En las zonas más bajas** de los depósitos de las alas y del fuselaje existen unas **válvulas de drenaje para extraer el agua contenida en el combustible** que se decanta allí (por ser más densa que el combustible) después de que el avión lleve cierto tiempo parado. **Si no se extrae** el agua pueden llegar a acumularse cantidades importantes que pueden producir **problemas de engelamiento, obstrucción de filtros e incluso provocar paradas de motor en vuelo**.
- El **vaciado** de los depósitos puede también hacerse **por la aplicación de presión** de las bombas "booster" de los depósitos **del avión o** mediante la **succión** (con alguna limitación en ciertos casos) **desde el exterior** (con ciertas limitaciones en algún caso) aplicada por el equipo de bombeo de la cisterna a la que se va a transvasar.
- Los depósitos van permanentemente en comunicación con la atmósfera por lo que necesitan disponer de **Ventilación**, que se encarga de que la **presión interior** en los **depósitos** esté **siempre próxima a la atmosférica**. Las **cajas de ventilación** se encuentran **en la punta de las alas**, con un orificio al exterior libre de que se pueda formar hielo y, en determinados modelos de avión, la ventilación de los depósitos de un ala se halla en la punta del plano opuesto.
- Es importante un **buen funcionamiento de la ventilación para que no haya fuertes diferencias de presión entre el interior y el exterior de los depósitos que podrían causar serios desperfectos estructurales al avión**, sobre todo **durante** las operaciones de **repostado y vaciado** de combustible **o** durante **subidas y descensos** pronunciados del avión en vuelo.
- La **ventilación** no obstante **permite que la presión de vapor del combustible** forme vapores sobre su superficie libre en el depósito y **crea una ligera sobrepresión que favorece la alimentación de las bombas** principales sumergidas de combustible ("booster") que contribuye a evitar que, sobre todo en determinadas maniobras del avión, pueda producirse un "descebamiento" parcial y fallos en la alimentación de combustible a los motores.
- Se puede efectuar el **transvase de combustible entre depósitos** (en algunos modelos de avión solamente en tierra). Para efectuar el transvase los depósitos están intercomunicados y de modo **automático o manual** se puede(n) **abrir la(s) válvula(s) de interconexión y** hacer actuar las **bombas** sumergidas **del depósito desde el que se quiere transvasar** el combustible.
- El **peso de aterrizaje permitido** a un avión es **menor que el de despegue**. Por ello, en previsión de posibles situaciones de emergencia en que el peso del avión supere al que puede tener para aterrizar, el avión dispone de un **sistema para desprenderse en vuelo de forma rápida de parte del combustible a bordo** ("jettison system" o "dump"). Se puede lanzar combustible desde todos los depósitos o bien de alguno de ellos si lo necesario es equilibrar el avión y no se pudiera hacer mediante otro procedimiento (p. ejem. mediante alimentación cruzada).
- El **sistema de lanzamiento de combustible** dispone de **dos mangueras en la parte posterior de las alas** (en punta de planos o bajo barquillas de flaps), provistas de sus válvulas de corte correspondientes. **La tripulación puede actuar** la apertura de esas válvulas del **sistema**

**desde el cockpit y las bombas** sumergidas (“booster”) de los depósitos **lanzarán el combustible al exterior** por las mangueras.

- El **sistema de lanzamiento de combustible** dispone de un **sistema automático** que **garantiza** que **la alimentación** de combustible **a los motores no se interrumpe** durante su actuación y que **se corta** cuando:
  - **Por decisión** de la tripulación.
  - Se alcanza el **peso máximo** del avión **preseleccionado** (por la tripulación).
  - Se alcanza la **cantidad de combustible mínima permitida** para alguno de los depósitos.
  - **Actúa(n) algún(os) sensor(es)** de **nivel mínimo** de combustible.
- **Alimentación a motores (y APU):**
  - En cada depósito de combustible hay un conjunto de **bombas (“booster”), accionadas por la corriente alterna trifásica del avión, sumergidas en** unos recintos del depósito donde se recoge el combustible (**“collector cells”**) con que se va a alimentar a los motores. Del grupo de bombas existente en cada “colector” **una(s)** está(n) **en operación** mientras que la(s) **otra(s)** está(n) de reserva (**“stand-by”**).
  - Seguimos el esquema ya dado de la Fig. “55”.
  - El combustible impulsado por las bombas “booster” del depósito llega a la **entrada** de combustible **del motor**. En caso de **fallo de la presión de suministro de las bombas “booster”** se encendería el **aviso de baja presión de combustible** (“Inlet Fuel Pressure Low”) pero **el combustible sería succionado desde el depósito por la bomba de baja presión** movida por el **motor**.
  - **La bomba** de baja presión **impulsa** al combustible **hacia el cambiador de calor** (para calentamiento de este) **y el filtro** de combustible. **En caso de avería de la bomba** de baja presión el combustible pasaría **directamente a la bomba de alta presión** movida por el motor **a través de la válvula de “by-pass”**.
  - El **cambiador de calor** mostrado en el esquema es del tipo **aire-combustible (calienta el combustible** con aire caliente sangrado de la última etapa del compresor **para evitar** que pueda tener **hielo que obstruya el filtro** de combustible). **Si el cambiador se obstruye el combustible sigue** hasta la bomba de alta presión **a través de una válvula de “by-pass”**.
  - En el esquema mostrado la **válvula de sangrado** que deja pasar el **aire caliente al cambiador de calor** es **comandada por un interruptor** en cabina **actuado por la tripulación si la temperatura de entrada de combustible es baja** (0º) **o si se enciende la luz de aviso de caída de presión a la salida del filtro** (“Fuel Filter Press. Drop”) **por posible obstrucción por hielo** de este.
  - La **calefacción del combustible** en el cambiador de calor **se corta automáticamente** al cabo de cierto **tiempo** (1 minuto) y mientras actúa se activa el aviso de “Fuel Heat On”.
  - **Antes de** la llegada al **filtro** se encuentra el **sensor de temperatura** de combustible conectado con el indicador correspondiente.

- El **Filtro** de combustible se halla a continuación y **retiene** las **partículas** en suspensión **que pudieran dañar al control de combustible**. Hay una **válvula de “by-pass”** que permite el paso de combustible **en caso de obstrucción del filtro**.
- La **bomba de alta presión** movida por el motor comunica al combustible una presión que suele estar entre 500 y 1000 p.s.i. A continuación **el combustible pasa** directamente **al Control de combustible**.

#### CONTROL DE COMBUSTIBLE.

- El **Control de combustible** es el órgano **encargado de gobernar el motor** mediante la **medición, dosificación y envío del combustible que se inyecta** en la(s) cámara(s) de combustión. El Control de Combustible puede ser **Hidromecánico** (completo) o **Electrónico** (FADEC).
- La **variación de empuje** solicitado al motor se hace mediante el **accionamiento** por el piloto de la **palanca de gases** a una nueva posición.
- **En función de la posición de la palanca de gases y de los parámetros de situación del motor (y de vuelo del avión) el control de combustible determina (computa), mide y envía el flujo de combustible** que requiere el motor para actuar en la condición deseada.
- Los valores de los **parámetros que el Control de combustible tiene en cuenta para determinar** la cantidad (**flujo**) **de combustible** que debe enviar a los inyectores del motor, **son los precisos para la determinación** de la **masa de aire** que atraviesa el motor **con la que deberá producirse la combustión**. Los mas importantes son:
  - **Temperatura Total (Tt2)** a la **entrada** del compresor.
  - **Revoluciones** del compresor **de alta (N2)** en motores de doble compresor axial o del compresor (**N1**) en los de compresor, axial o centrífugo, simple.
  - **Presión de entrada** en la(s) **cámara(s)** de combustión (**Ps4**).
- Otros **parámetros secundarios** son también tenidos en cuenta por el Control de combustible:
  - Relación de **flujo** de **combustible**.
  - **Temperatura** del **combustible**.
  - **Presión** a la **salida** del **compresor**.
  - Etc.
- Los cambios de **altitud de vuelo, temperatura del aire exterior** y **velocidad de vuelo** del avión **influyen** en la densidad del aire que entra al motor y por tanto **también en la masa de aire con la que ha de reaccionar el combustible** que el Control de combustible aporta.
- **El nivel máximo de combustible que el Control puede inyectar** en el motor viene **limitado por el valor máximo de la temperatura que se admite en la turbina (Tt5), límite** que viene **fijado por la temperatura máxima de funcionamiento seguro de los materiales** de que está fabricada. **En la práctica** se traduce por el **valor máximo admisible de la EGT** (“Exhaust Gas Temperature”), que es la que normalmente se puede medir.

- **El Control** de combustible debe además **mantener** en todo momento **la relación aire/combustible** de forma **que se evite el apagado de llama** para todos los regímenes de operación del motor.
- Igualmente **el Control** de combustible **debe evitar** que el **compresor** sufra situaciones de **“stall” o “surge”** gobernando la **actuación** de **los álabes de estator variables** (“inlet guide vanes” y “variable stator vanes”) y de las **válvulas de sangrado** (“bleed valves”).
- Para los motores destinados a propulsar **aviones supersónicos** El **Control de combustible** debe también gobernar **la actuación sobre la tobera de salida de área variable**. En determinados de estos motores es un segundo Control (el de postcombustión) el encargado de controlar todo lo relacionado con el incremento de empuje para vuelo supersónico.
- **Los parámetros y factores mencionados** son **tenidos en cuenta por** la **Unidad de Computación del Control de combustible** que, **de forma hidromecánica** en los Controles Hidromecánicos **o como EEC** (“Engine Electronic Controller”) en los Electrónicos, **ordena a la Unidad de Medida Hidromecánica** (“Hydromechanical Metering Unit”) el **flujo de combustible a suministrar** a los inyectores.
- El **combustible remanente** (la diferencia entre el que ha llegado al Control de combustible y el que este ha medido para entregar a los inyectores) **se recircula a la entrada de la bomba de alta presión del motor**.
- **Sobre la Unidad de Medida Hidromecánica actúan** tanto la **Palanca de Gases** como la **Palanca de Corte de combustible** (“Fuel Shut-Off Lever”).
- **Funciones adicionales realizadas por el Control** de combustible (según los casos) también son: la **protección** contra la **sobrevelocidad** o la **sobretemperatura** del motor, el control de los **regímenes transitorios de aceleración-deceleración** del motor, **arranque automático** del motor, el **rearranque** del motor después de un arranque “colgado” en tierra o un apagado de motor en vuelo, control de **tolerancias** de funcionamiento de los **álabes de turbina**, control de empuje y secuencias de despliegue-repliegue de la **reversa**, etc.
- Después del Control de combustible se encuentra el **sensor de flujo** (“Fuel Flow”) que da la indicación respecto al **flujo instantáneo** e información **al totalizador** de combustible consumido.
- El combustible ya dosificado pasa por el **intercambiador de calor combustible-aceite** con la **misión** principal de **enfriar el aceite**.
- Posteriormente el combustible pasa por la **Válvula de Presurización** que en realidad es una **divisora de flujo**, ya que cuando aumenta la presión del combustible se abre para dar paso al **colector secundario** además del **primario** que ya estaba en funcionamiento.
- Finalmente el **combustible** llega **a los inyectores en** la(s) **cámara(s)** de combustión que se encargan de **atomizarlo y mezclarlo con el aire** (“**primario**”) para realizar la combustión.

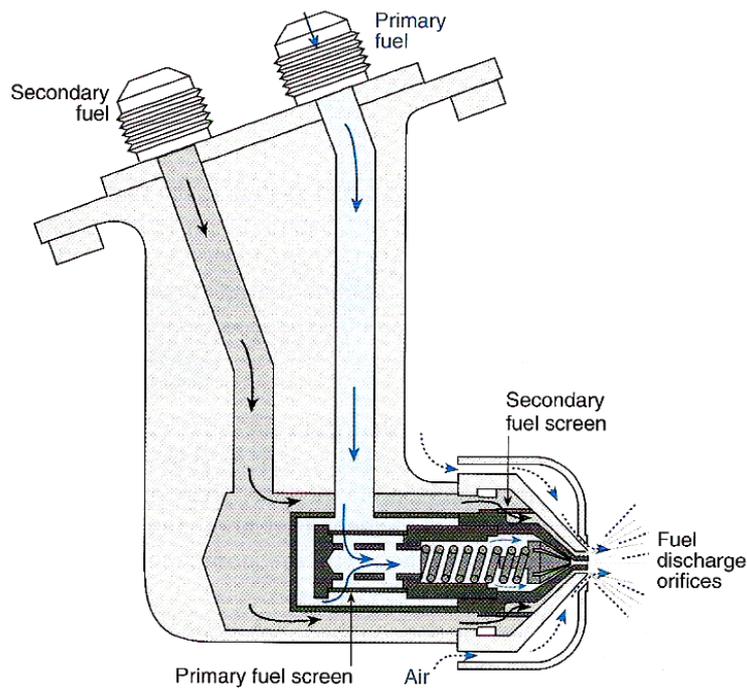


Fig. "58". - Inyector de combustible de doble flujo.

#### **j) Sistema de arranque.**

El sistema de arranque **es el encargado de poner en marcha el motor**, acelerándolo **hasta** alcanzar unas r.p.m. mínimas en que se puede activar **el encendido** de forma que **a partir de ese momento** obtenga ya la energía necesaria para **proseguir** de forma continua **su propio funcionamiento**.

Hay **dos formas** de realizar el arranque de motor según el tipo de energía empleada para ello:

- **Eléctrica.**
- **Neumática.**

El **procedimiento** de como efectuar el arranque es **similar para ambas modalidades** y puede que sea efectuado automática (si el avión dispone de esa función) o manualmente. Típicamente es:

- **Palanca de gases** en la posición más atrasada (**ralentí**).
- **Conexión y activación** de la fuente de **alimentación de energía** (eléctrica o neumática) a utilizar en el arranque.
- **Selección del sistema** ("A", "B" u "OVERRIDE") **de ignición** elegido para el arranque.
- **Accionar** (y mantener) el interruptor de arranque ("**Start**") del motor que se va a arrancar.
- **Comprobar** que:
  - **Se enciende** el aviso de "**Start Valve Open**" (si lleva).
  - **Gira el eje** (único) o, para motores con dos ejes, el de alta potencia (**N2**).
  - **Sube la presión de aceite**.
  - Que **también gira** (en los motores de dos ejes) el eje de baja potencia (**N1**).

- Que **baja la presión neumática** (si el método de arranque es neumático).
  - Al alcanzar el régimen especificado de **N2** (aprox. el 20%) **abrir la válvula de corte de combustible** (“Fuel Shut-Off Valve”). **El circuito de ignición se cierra**, la chispa enciende la mezcla en la cámara de combustión y **el motor se acelera**.
  - **Comprobar** que:
    - **Sube el “Fuel Flow”**.
    - **Sube la EGT**.
  - **Cese del accionamiento del interruptor de arranque** (aprox. entre el 30% y el 40% de **N2**).
  - **Comprobar** que:
    - Si el arranque es mediante neumático **sube la presión neumática** y **se apaga** el aviso de **“Start Valve Open”** (si lleva).
    - **No se enciende** el aviso de **baja presión de aceite** (“Oil Press. Low”).
    - El **motor gira normalmente** y los **parámetros de ralentí** están **estabilizados**.
  - **Ignición en “Off”**.
-

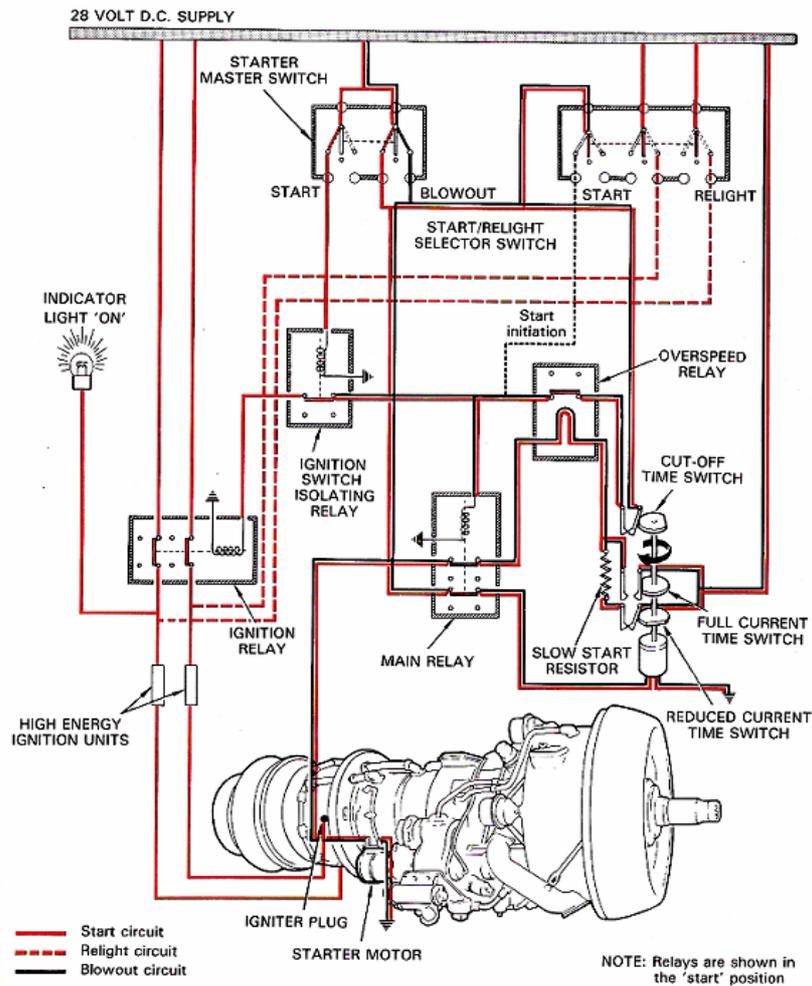


Fig. "58. - Sistema de arranque eléctrico de bajo voltaje.

- **Arranque eléctrico:**
  - El arranque eléctrico está **reservado para pequeños motores**, mientras que la mayoría de los reactores comerciales utilizan el arranque neumático.
  - **El arrancador eléctrico ("starter")** instalado en el motor usualmente precisa **corriente continua (suministrada por el avión o generador externo)**.
  - El "starter" está **conectado a través de un** tren de engranajes **reductor y un embrague** (o trinquete) **que le desacopla automáticamente** del motor cuando este ha adquirido una velocidad de giro autosostenida.
  - El **suministro eléctrico** necesario puede ser **de alto o bajo voltaje**. Pasa a través de un **sistema de relés** que **incrementan el voltaje** aplicado **a medida que** el arrancador **aumenta su velocidad de giro**. Provee también de **energía al sistema de ignición**.
  - El **suministro eléctrico** al sistema de arranque **se corta automáticamente** cuando la carga del "starter" se reduce **después de que el motor ha arrancado** satisfactoriamente **o si** se ha **superado el tiempo** permitido **para** el ciclo de **arranque**.
  - La Fig. "58" muestra el esquema de un sistema típico de arranque eléctrico.

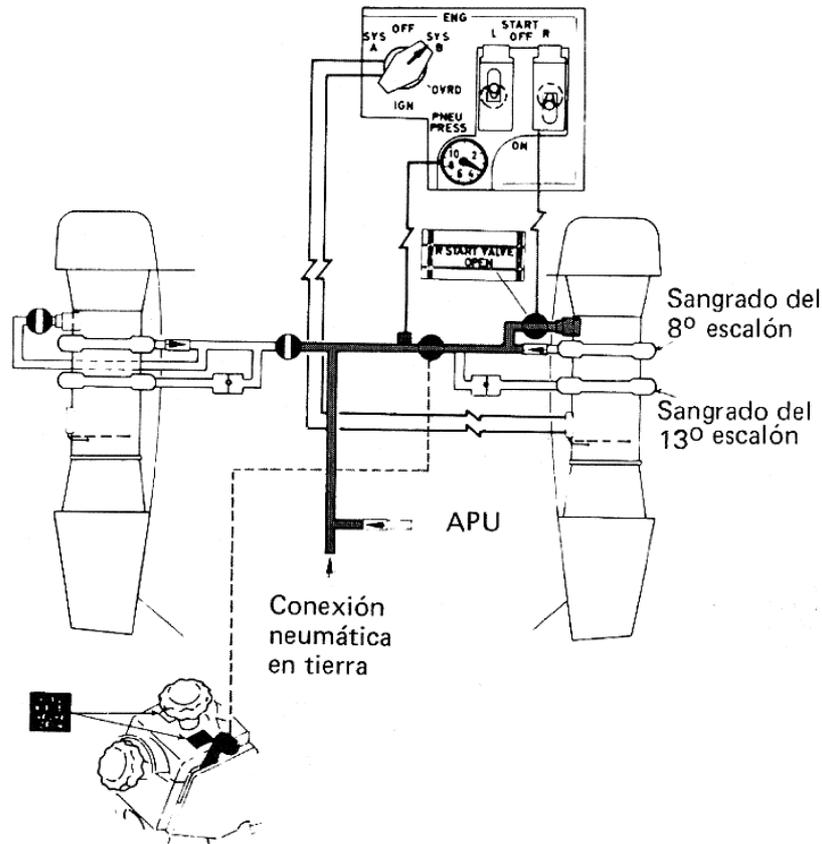


Fig. "59". - Esquema de puesta en marcha neumática.

- **Arranque neumático:**

- Puede efectuarse de **tres formas** distintas:
  - Con **conexión neumática a equipo de tierra**.
  - Mediante el **A.P.U.**
  - Mediante **otro motor del avión** que ya haya sido arrancado previamente.
- El esquema de la Fig. "59" muestra un sistema típico de arranque neumático.
- El **sangrado de aire** para arrancar el motor puede proceder **de cualquiera de las fuentes** ya indicadas.
- Debe estar **abierta la válvula** de alimentación cruzada ("**Cross Feed**") del sistema **neumático** del avión.
- El **indicador de presión** del sistema neumático debe marcar al menos **la especificada para el arranque**.

- La **válvula** (neumática) de puesta en marcha ("**Start Valve**"), encargada de **dejar pasar** el flujo de **aire** (neumático) **hacia el** arrancador cuando se acciona el "**Start**", esta **controlada eléctricamente** y **accionada neumáticamente** (ver Fig. "60" ):
  - La **presión neumática** llega hasta la **cámara inferior del actuador** ("accionador") de la **válvula** manteniendo la "**mariposa**" de paso en posición de **cerrada**.
  - Al pulsar "**Start**" se **energiza** la **válvula solenoide**, atrae el vástago y abre el paso de **presión de neumático hacia la cámara superior** del actuador ("accionador") y, **venciendo la resistencia del muelle** interno, baja **abriendo** la "**mariposa**" y **dejando pasar** el flujo de **neumático hacia el "Starter"**.
  - **Se encenderá** el **aviso** de "**Start Valve Open**" (si lleva).
  - Dispone de un **mecanismo de actuación manual** para **abrir** la **válvula solenoide (por mantenimiento)** sin necesidad de aplicarle energía eléctrica o cuando falla.

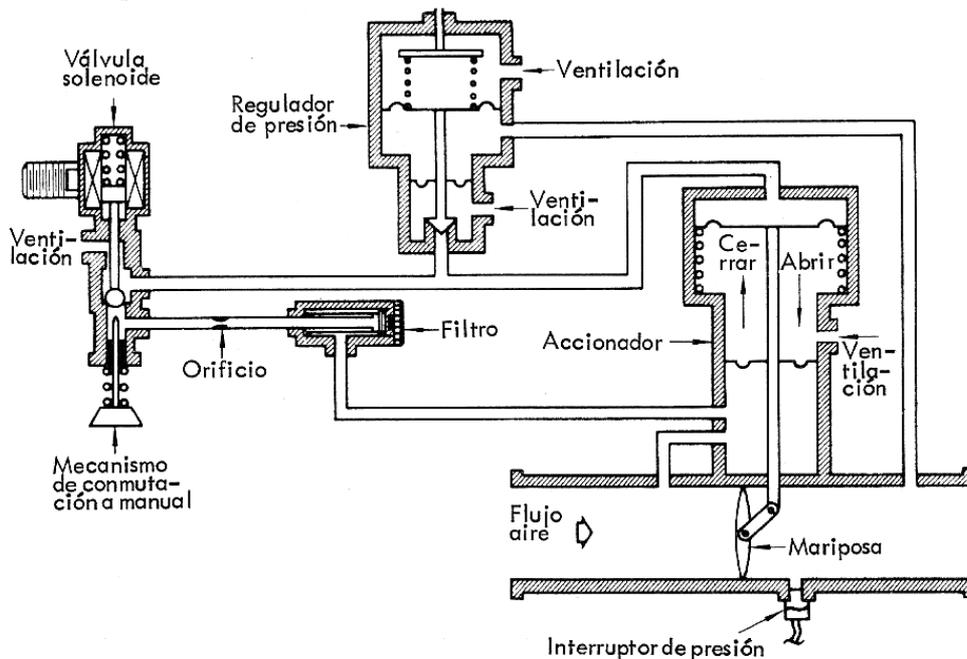


Fig. "60". - Válvula de puesta en marcha.

- El arrancador ("**Starter**") es una **turbina conectada con** el **eje de arrastre del motor** (normalmente situado **en la caja de engranajes** externa) que **conecta** interiormente **con** el **eje** principal de **alta potencia (N2)**, **al que hace girar**.
- La turbina del "**Starter**" **gira** a alta velocidad (**sobre 55.000 r.p.m.**) y el arrancador **se desacopla automáticamente** (mediante el embrague interno) **del eje de arrastre** del motor cuando este ha adquirido la velocidad suficiente.

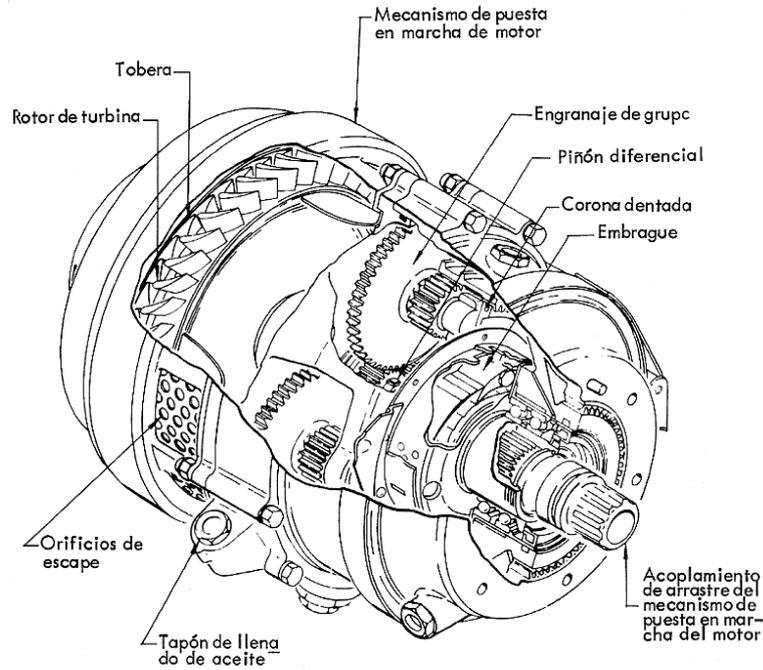


Fig. "61". - Turbina neumática de puesta en marcha

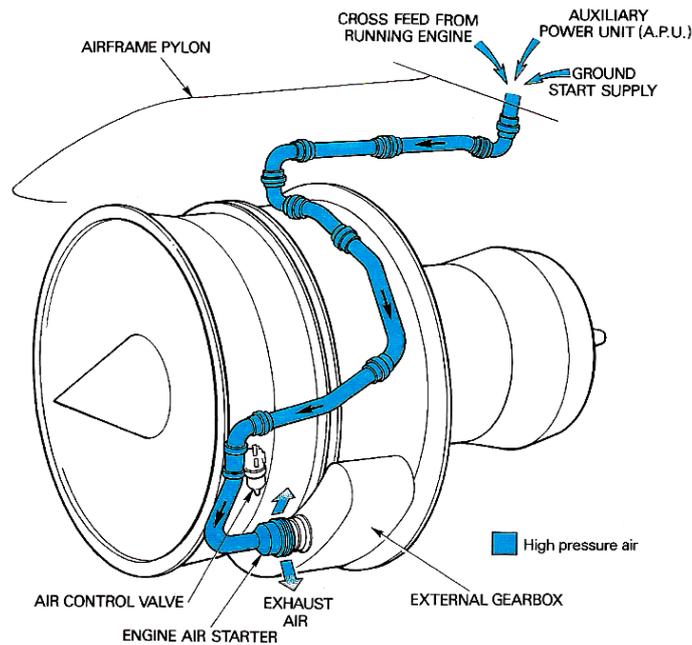


Fig. "62". - Sistema de arranque neumático.

**k) Sistema de ignición.**

Es el **sistema encargado de generar mediante una corriente eléctrica (pulsatoria) la chispa en la bujía** situada **en la cámara** de combustión **que inicie la ignición de la mezcla aire-combustible** en el proceso de arranque del motor.

En el caso de los motores de reacción el sistema de ignición **únicamente es necesario durante el arranque del motor**, ya que al ser de flujo continuo la combustión en la(s) cámara(s) de combustión se autosustenta por si misma. **En condiciones de vuelo determinadas** (en aterrizaje o despegue, con climatología adversa, al

actuar el sistema de antihielo, etc.) está **establecido que se mantenga activada** la ignición en previsión de que pueda producirse un apagado de motor.

Hay (al menos) **dos bujías en cada motor** por motivos de seguridad, aunque normalmente basta con una sola de ellas para arrancar el motor.

Las **principales características** del sistema de ignición son **altas tensión e intensidad**.

Los dos sistemas comúnmente utilizados son:

- De **Corriente Continua y energía eléctrica elevada**.
- **Corriente Alterna y energía eléctrica baja**.
- **Sistema de Ignición de Corriente Continua:**
  - El sistema de **Corriente Continua** toma **energía** eléctrica **de la batería del avión (24V) o de una conexión auxiliar externa**. Mediante un **sistema de excitación** (dotado de filtros, amplificadores, condensadores, etc.) y un **transformador de alta tensión** comunica **a las bujías** una corriente intermitente (28.000 V y unos 20 julios de energía) que en **forma de chispa** es **capaz de producir la ignición** del motor.
- **Sistema de Ignición de Corriente Alterna:**
  - Es **el sistema más utilizado** y al que corresponde el esquema de la Fig. "63".
  - La **potencia de descarga** es **muy elevada** ya que, si bien la energía no es muy alta, el tiempo extremadamente corto en que se produce hace que sea tan elevada.
  - En el esquema se muestran dos circuitos independientes energizables para encender una o las dos bujías del motor (para arranque tanto en tierra como en vuelo se suelen usar las dos, pero si se trata solo de asegurar que se mantiene la combustión se usa una nada más).
  - La fuente (del propio avión exterior) que vaya a suministrar la energía para la ignición lo hace a través de la barra de corriente alterna a la que está conectado el motor que se va a arrancar.
  - A través del selector de ignición se escoge enviar la energía para la ignición al sistema "A", al "B" o a ambos a la vez ("OVERRIDE"). El selector no envía la corriente solo elige la(s) bujía(s) a la(s) que irá destinada.
  - Cada sistema ("A" o "B") está constituido por un Excitador de Ignición y una Bujía (Mas el cableado de conexión correspondiente).
  - Es al abrir (durante la primera parte del recorrido) la válvula de corte de combustible ("Fuel Shut Off Valve") cuando se cierra el circuito eléctrico y pasa la corriente a la(s) bujía(s) seleccionada(s).

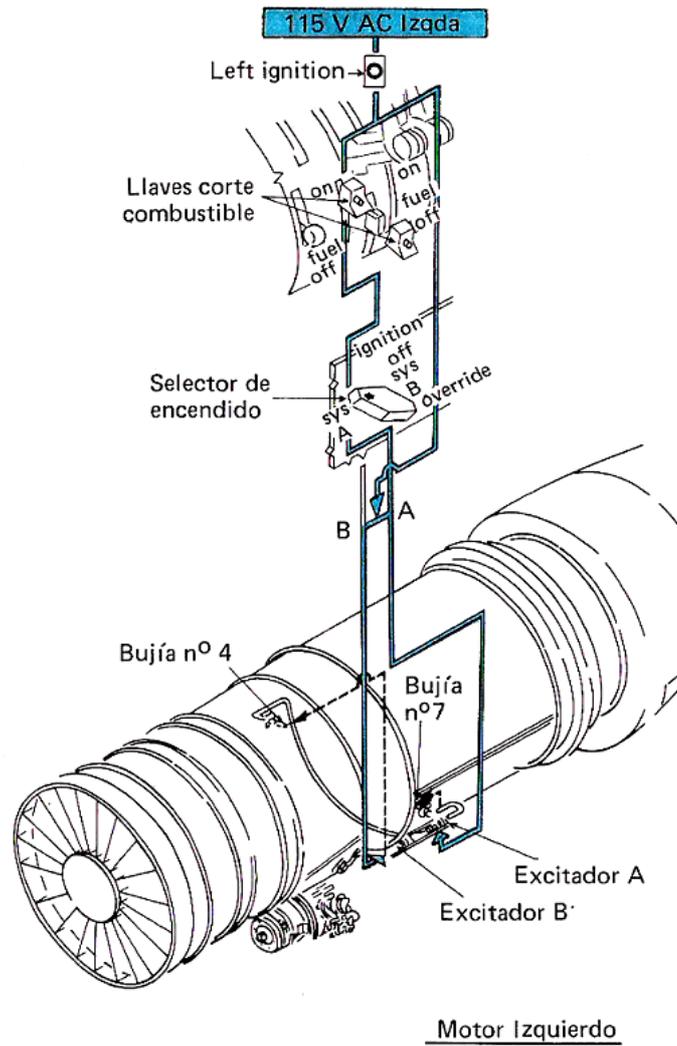


Fig. "63". - Encendido de motor (CA).

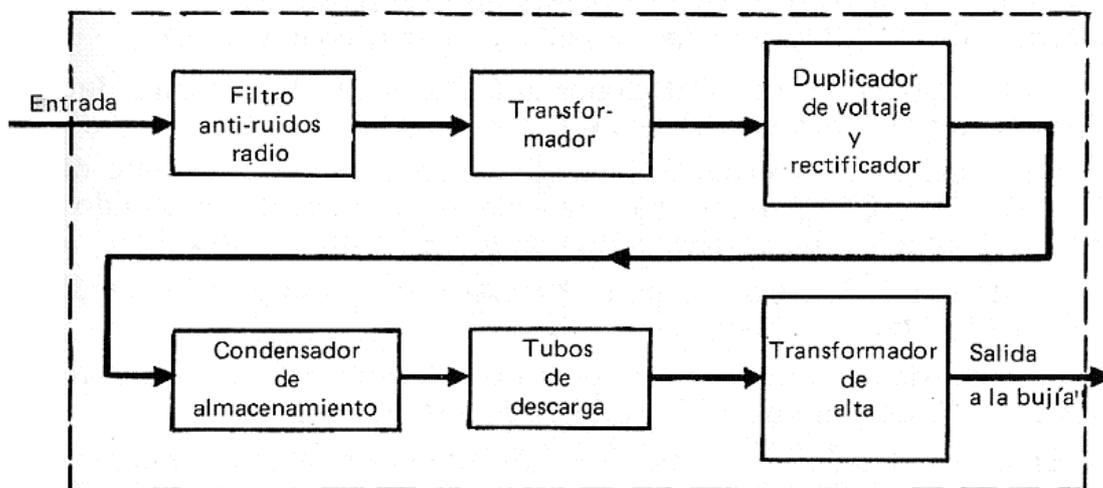


Fig. "64". - Diagrama de bloques del excitador de encendido.

- Los Excitadores de Encendido suministran una corriente de salida hacia las bujías de alto voltaje y alta frecuencia cuyo esquema se muestra en la Fig. "64". La corriente de entrada al excitador sufre el siguiente proceso antes de entregarla a la bujía correspondiente:
  - Es filtrada y se incrementa su voltaje en un transformador de energía.
  - En la siguiente fase se duplica su voltaje y se transforma en corriente continua mediante rectificación.
  - Se "almacena" en el condensador hasta que su potencial aumenta lo necesario para ionizar los entrehierros de los tubos de descarga.
  - Por fin el transformador de salida suministra a la bujía el potencial preciso para ionizar su entrehierro y hacer que salte la chispa que inicie la combustión de la mezcla aire-combustible en la(s) cámara(s) de combustión.

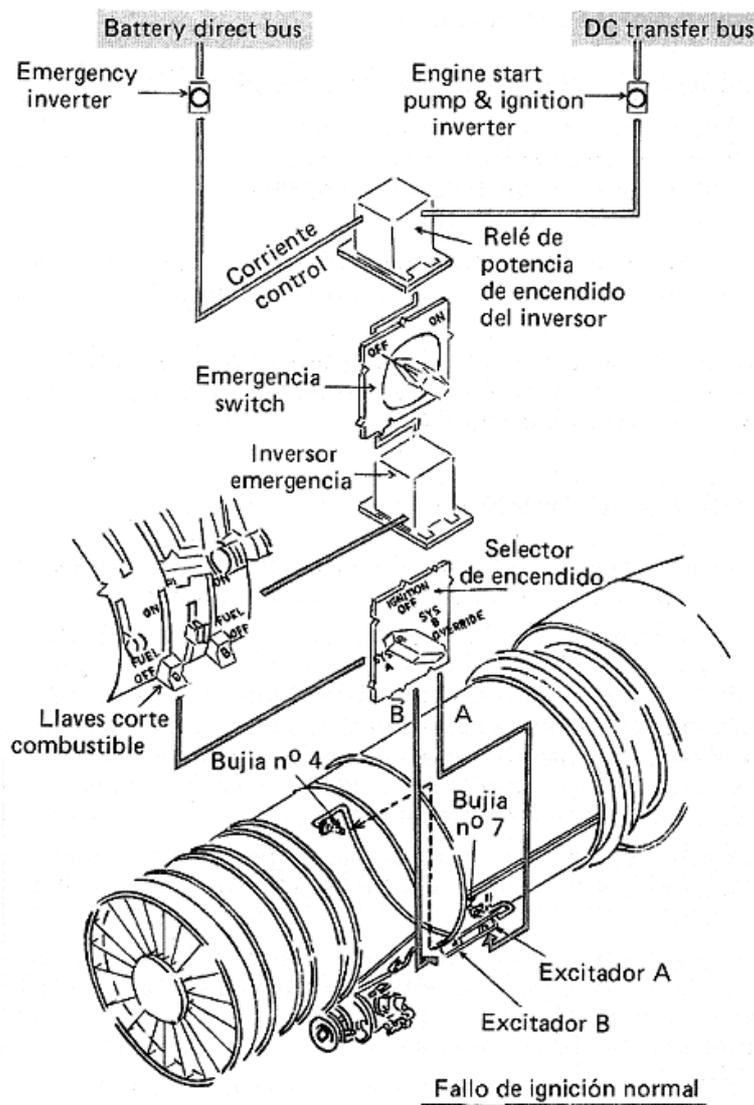


Fig. "65". - Encendido de motor con CC.

- En caso de fallo total de la corriente alterna o de no disponer para el arranque ni de Grupo Auxiliar de tierra ni del A.P.U. del avión se puede efectuar el arranque del motor como muestra el esquema de la Fig. "65" usando la batería del avión como fuente de energía:
  - Al no tener corriente alterna el Relé de potencia de encendido del inversor se alimenta automáticamente de la corriente continua de la barra de la batería.
  - Situando el "switch" de emergencia en posición "Off" la corriente continua de que disponía el Relé de potencia pasa al Inversor de emergencia que la transforma en corriente alterna de 115 VAC.
  - Desde ahí sigue el mismo camino y proceso que se indicó en el esquema anterior (Fig. "64").

### **I) Sistema de antihielo (de motor).**

Es el sistema que protege al motor contra los efectos de la ingestión de hielo por la admisión.

La formación de hielo puede darse en los bordes de ataque del conducto de admisión del motor, del cono de entrada, de los álabes guía de entrada, de los álabes del compresor de baja o de los álabes de fan. Es posible a partir de gotas de agua subenfriadas, por debajo del punto de congelación, cuando el avión vuela entre nubes con muy baja temperatura o durante las operaciones en tierra con niebla igualmente a muy baja temperatura.

Las gotas de agua subenfriadas ceden el calor de fusión a la superficie (de las mencionadas) con la que entran en contacto, transformándose inmediatamente en hielo y adhiriéndose a ella. El hielo así formado puede acumularse y distorsionar señales e indicaciones (tubos pitot, indicadores de presión, antenas, etc.) o provocar pérdidas del empuje o las r.p.m. del motor (o ambas).

Si bien teóricamente no pueden existir gotas de agua subenfriadas a temperaturas de  $-40^{\circ}\text{C}$ , pueden ser transportadas a mayores altitudes más frías y, en la práctica, se ha observado el fenómeno incluso a temperaturas de  $-60^{\circ}\text{C}$ .

Los motores son susceptibles a problemas de formación de hielo incluso a temperaturas unos cuantos grados superiores a la de congelación (si se dan las condiciones meteorológicas favorables para ello), ya que el aire es acelerado para entrar en el motor y como consecuencia inicialmente se enfría, pudiendo subenfriar las gotas de agua que entren con él, dando lugar al fenómeno descrito.

Se recomienda el uso del sistema antihielo si se da alguna de las siguientes circunstancias:

- En las operaciones en tierra si la temperatura es inferior a  $6^{\circ}\text{C}$  y hay humedad visible. Si no hay humedad visible cuando la temperatura de rocío se aproxima a menos de  $3^{\circ}\text{C}$  de la temperatura ambiente.
- En vuelo cuando la temperatura (total) del aire es inferior a  $10^{\circ}\text{C}$  y hay humedad visible.
- En caso de duda.

El hielo acumulado en la entrada del motor puede desprenderse y ser ingerido por este, dañando el aislamiento acústico del interior del conducto de admisión o los propios álabes guía, de compresor o de fan. Si la cantidad de hielo es suficientemente elevada puede restringir y distorsionar el flujo de aire a la entrada, lo que puede provocar un "compressor stall" que, en determinadas condiciones, puede provocar daños importantes en el motor o una parada de motor en vuelo.

El sistema antihielo debe ofrecer suficiente protección en cualquier situación de operación del avión. Debe ser fiable, fácil de mantener, incrementar lo menos posible el peso del motor (y del avión) y no utilizar demasiada energía que haga disminuir sensiblemente las “performances” del motor.

Cuando se analiza si es necesaria la protección antihielo para determinadas áreas de la zona de admisión y entrada del motor y la cantidad de calor a aportar a las mismas para mantener la formación y crecimiento del hielo en ellas dentro de límites aceptables se llega a conclusiones como las que muestra el esquema (para un motor turbofan) de la Fig. “66”.

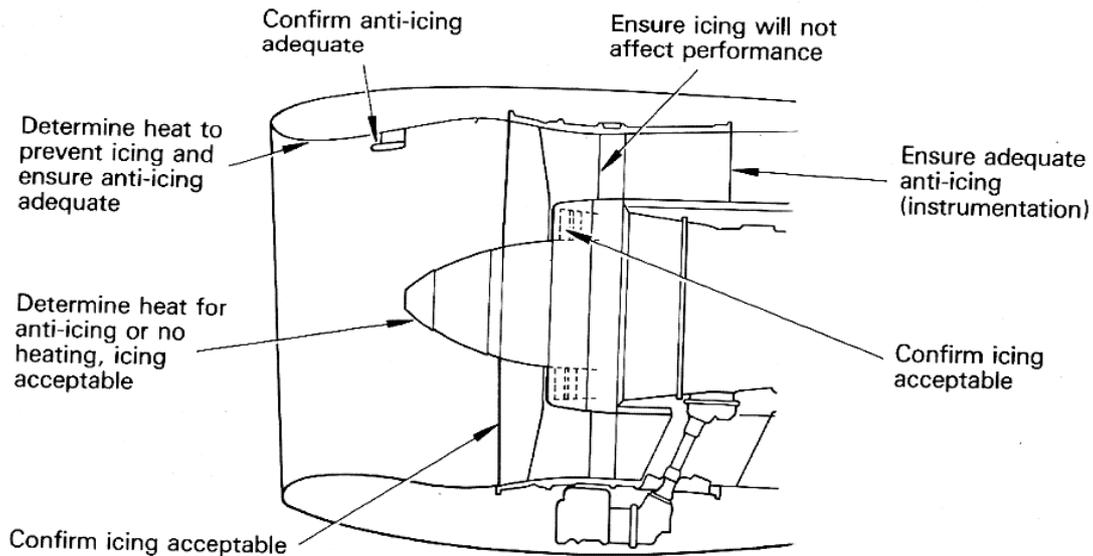


Fig. "66". - Areas que típicamente precisan de protección antihielo.

Los sistemas de protección contra hielo en motores son de dos tipos (o una combinación de ambos):

- Por aire caliente.
- Eléctricos.
- **Sistemas por aire caliente:**
  - El sistema toma aire caliente sangrado de las etapas del compresor de alta potencia (HPC) y lo suministra a las zonas a calefactor a través de una válvula reguladora de presión, como se muestra en el esquema de la Fig. “67”.
  - La protección antihielo de los álabes del rotor raramente es necesaria, ya que por efecto de la rotación (por fuerza centrífuga) el hielo en su incipiente formación es inmediatamente dispersado.
  - Si requerirán protección antihielo los estatores (álabes guía) anteriores al primer escalón del rotor.
  - Si el cono de entrada (“Nose Cone”) es rotatorio (“Spinner”) puede que no necesite protección antihielo si su forma, construcción y características de su rotación son tales que hagan aceptable el nivel de formación de hielo en el. Cuando si está protegido puede que lo

sea independientemente del conducto de admisión ("Nose Cowl") o de forma integrada con el.

- Un esquema de sistema típico de protección antihielo por aire caliente se muestra en la Fig. "67".

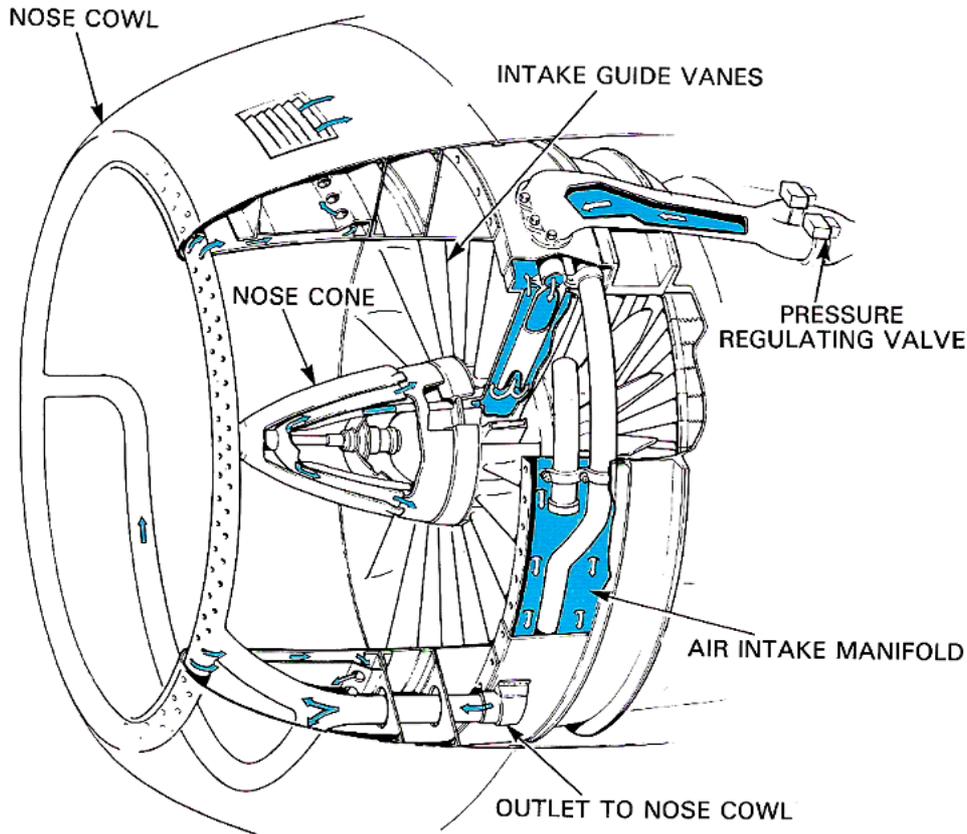


Fig. "67". - Sistema de protección antihielo por aire caliente.

- Las válvulas reguladoras de presión del sistema antihielo son actuadas eléctricamente de forma automática (por el sistema automático de detección de hielo) o manual.
- El aire caliente empleado en la protección del conducto de admisión puede ser expulsado dentro de la corriente principal de aire que entra al motor o hacia el exterior.
- El aire caliente utilizado en la protección del cono de entrada a los álabes guía de entrada se devuelve a la corriente principal de aire de entrada en el motor.
- Debe ser protegido contra el hielo el cono de entrada en los motores que incorporan la sonda de presión de entrada al compresor (**Pt2**) en su centro. Si se forma hielo en la entrada de la sonda, restringiendo su orificio de entrada, el aire incrementa la velocidad en el y disminuye la presión (**Pt2**).
- El empuje suele medirse por medio de la relación de presiones (**EPR**) entre la salida y la entrada del motor, es decir **Pt7 / Pt2**. Si la lectura de **Pt2** es menor como consecuencia de la formación de hielo, como la de **Pt7** no varía se estará viendo como erróneamente se

incrementa la lectura de **EPR** (empuje) sin que se haya movido la palanca de gases. El piloto podría tratar de ajustar el valor del empuje leído al valor establecido retrasando la palanca de gases, con lo que lo que realmente estaría haciendo es reducir el nivel de empuje real por debajo del deseado.

- **Sistemas eléctricos:**

- Suelen usarse en motores turbohélice en combinación con el de aire caliente (o incluso mediante la circulación del aceite caliente de recuperación). Ver Fig. "68".

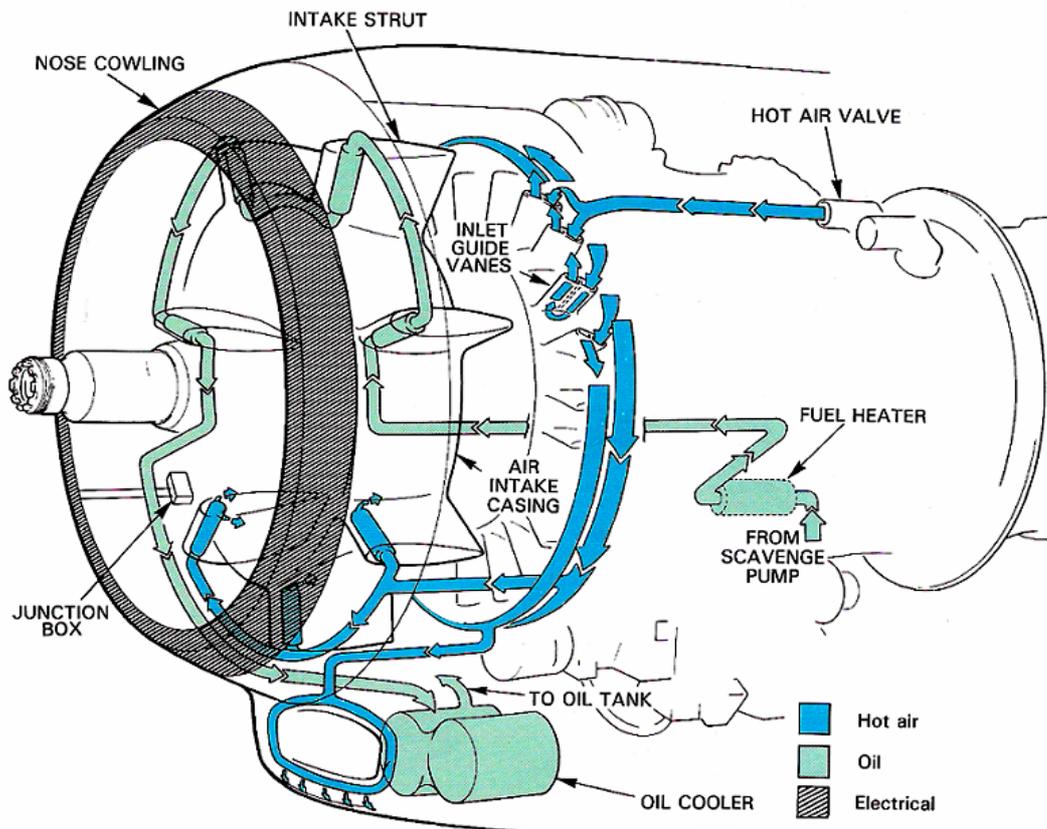


Fig. "68". - Sistema de protección antihielo combinado (eléctrico y aire y aceite calientes).

- Se suele ceñir a la calefacción antihielo del "Nose Cowl" (además de las palas y el "spinner" de la hélice).
- Consisten en elementos ("pads") de calefacción eléctrica constituidos por tiras de conductor eléctrico en zig-zag emparedadas entre capas de fibra de vidrio o neopreno embebidas en resina epoxi y adheridas a la superficie exterior el "Nose Cowl". Se cubren estos elementos con pintura de poliuretano para protegerlos contra la erosión.
- Hay ciertas áreas del "Nose Cowl" que son permanentemente calefactadas cuando el sistema está operativo mientras que otras áreas adyacentes lo son intermitentemente.

- La energía eléctrica para la calefacción del sistema es suministrada por un generador que, para ser mejor aprovechado y reducir su tamaño, calefacta alternativamente de forma cíclica al "Nose Cowl" y al conjunto de la hélice (palas y "spinner"). Ver Fig. "69".

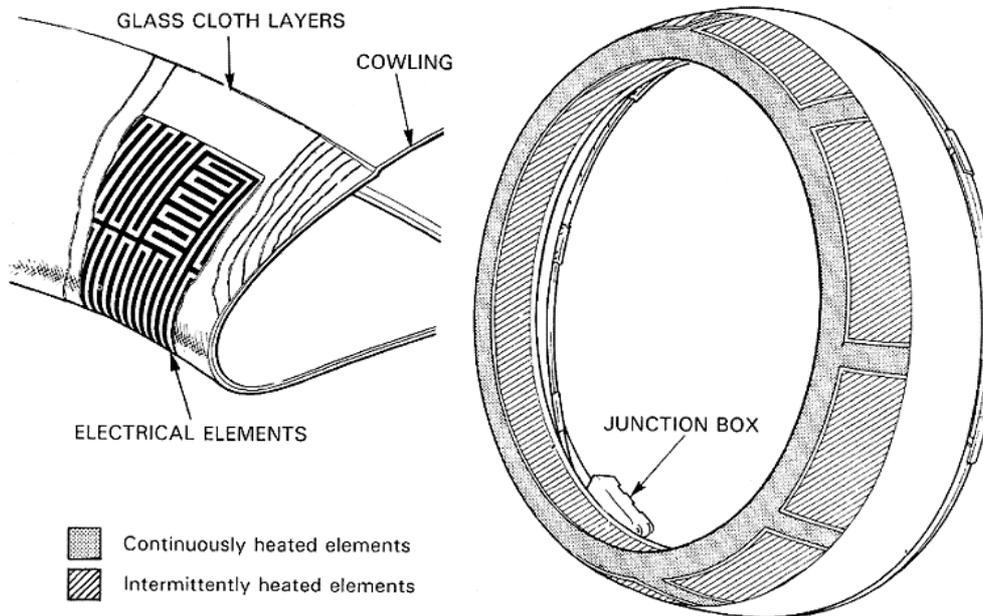


Fig. "69". - Sistema eléctrico de protección antihielo.

#### **m) Sistema de protección antiincendios.**

El sistema de protección contra incendios (en motores y APU) es el encargado de garantizar la detección temprana, aviso de fuego y la extinción en los motores y los compartimentos entre sus mamparos cortafuegos así como en el compartimento del APU. Revisaremos el sistema del motor puesto que, al menos en cuanto a las generalidades, sería también aplicable para el APU.

El **sistema de protección** completo **consta de los** siguientes **subsistemas de**:

- **Prevención** de la posibilidad de ignición.
- **Detección** de fuego o sobrettemperatura.
- **Contención** del fuego.
- **Extinción** del fuego.
- **Subsistema de Prevención:**
  - El motor (la planta de potencia completa) se diseña(n) para que la posibilidad de fuego sea lo más remota posible. En la mayoría de los casos se requiere que haya un fallo doble para que haya la posibilidad de fuego.
  - La mayoría de las conducciones de fluidos potencialmente inflamables se aíslan de la zona caliente del motor localizándolas en la zona del compresor o fan (zona fría) y separando esta

zona de la zona caliente del motor (combustión, turbina y tobera) por medio de mamparo cortafuego.

- Las zonas del compartimento del motor se ventilan con aire atmosférico para evitar la acumulación en ellas de vapores potencialmente inflamables purgándoles al exterior del compartimento del motor (Fig. "70").

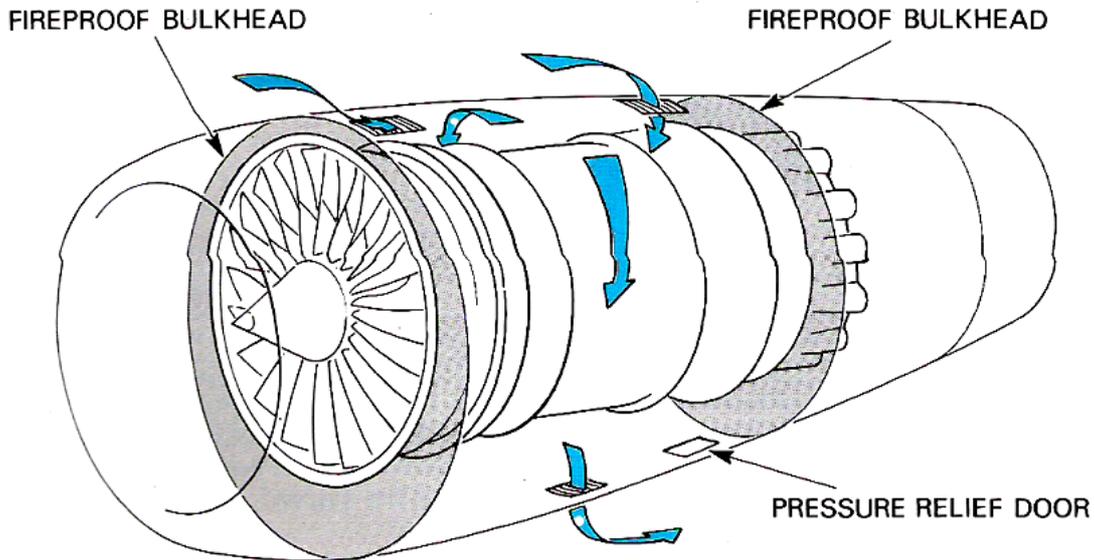


Fig. "70". - Sistema típico de refrigeración y ventilación del motor.

- Todas las tuberías de conducción de combustible, aceite o líquido hidráulico se fabrican resistentes al fuego y los componentes eléctricos son resistentes a la explosión.
- Se evita la posibilidad de descargas de electricidad estática entre los componentes de motor avión mediante uniéndolos eléctricamente ("bonding").
- En ciertos motores las tuberías conduciendo fluidos inflamables en la zona caliente del motor se construyen de doble tubo, de forma que ante cualquier fuga de fluido por rotura de la tubería principal quedaría contenida por la tubería exterior.
- Los capots ("Cowling") de la góndola del motor se dotan de los drenajes apropiados para verter al exterior los fluidos inflamables procedentes de fugas por las juntas de cierre de los componentes del motor. Los drenajes se localizan en posiciones adecuadas para que el fluido drenado no pueda volver a reentrar en la góndola con el consiguiente riesgo de incendiarse.
- La ignición espontánea se minimiza en aviones volando a elevado Nº de Mach por medio de una corriente de aire sangrado, envolviendo al motor y circulando de adelante hacia atrás, que arrastre cualquier vapor inflamable que pueda surgir. No obstante si llegase a producirse un incendio en el interior del compartimento del motor esta corriente de aire debería cortarse inmediatamente para no agravar la intensidad de las llamas y no reducir la efectividad del sistema de extinción por dispersar el agente extintor.

- **Subsistema de Detección:**

- Es el encargado de proporcionar el aviso de fuego en el motor o en su compartimento.
- Es un sistema eléctrico sensible al calor. Responde a la elevación anormal de temperatura (sobretemperatura) o al fuego localizado mediante una señal eléctrica que activa las señales de aviso y la alarma en cabina de vuelo.
- Los elementos sensores son termistores (materiales que tienen la propiedad de reducir la resistencia al paso de la corriente eléctrica a medida que aumenta su temperatura), constituidos por semiconductores (de coeficiente térmico negativo).
- Los elementos sensores están encerrados dentro de un recubrimiento de protección (contra impactos) formando el bucle detector continuo ("loop"). Hay dos elementos detectores envueltos en el mismo recubrimiento ("loop A" y "loop B") que pueden funcionar independientemente entre si.
- Cada elemento detector consta de dos hilos conductores rodeados por el material termistor dentro de un tubo de Inconel. Uno de los conductores está conectado al tubo exterior (y a masa) mientras que el otro termina en un conector conectado a una unidad de control que mide constantemente la resistencia del elemento sensor (Figs. "71" y "72").

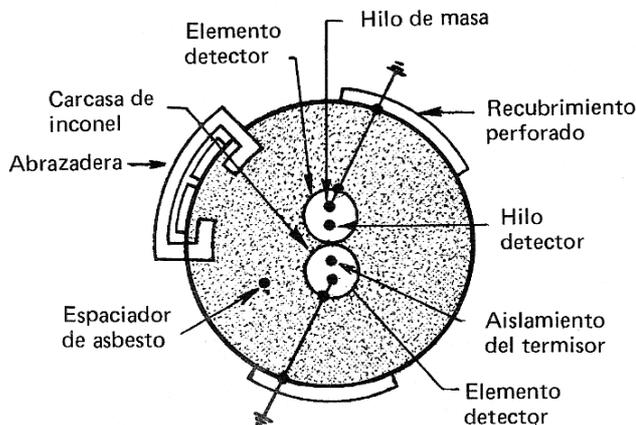


Fig. "71". - Elementos sensores (detección de incendio).

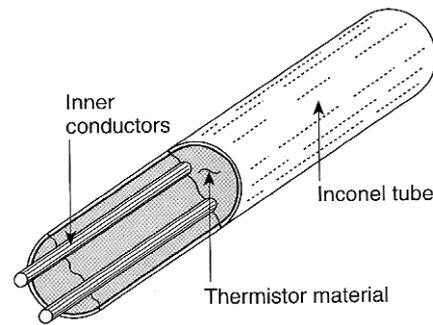


Fig. "72". - Elemento detector (termistor) de bucle continuo de detección de dos conductores.

- Cualquier elevación anormal de temperatura o punto caliente (fuego) localizado en el elemento sensor hace que la resistencia del material termistor caiga y por tanto la resistencia entre los hilos conductores. La unidad de control detecta la caída de resistencia y dispara el aviso de fuego.
- Son selectables desde cabina la operación de cada uno de los bucles ("A" o "B") o de ambos ("Both").
- La ubicación de los bucles detectores en el motor se esquematiza en la Fig. "73".

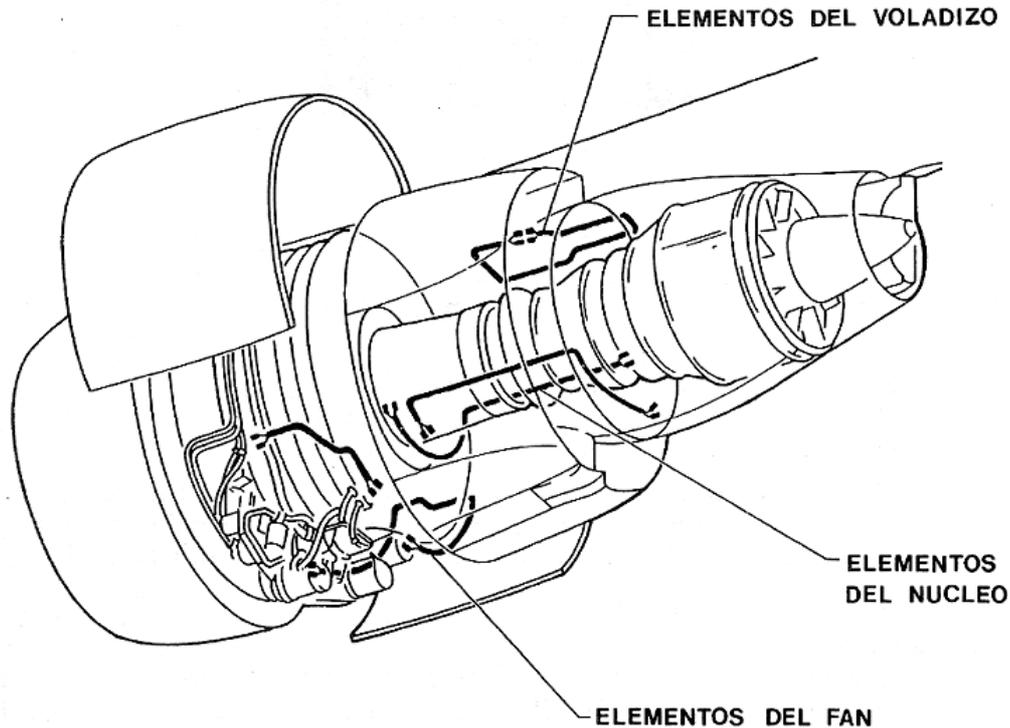


Fig. "73". - "Loops" detectores de incendio en motor (CF6-50).

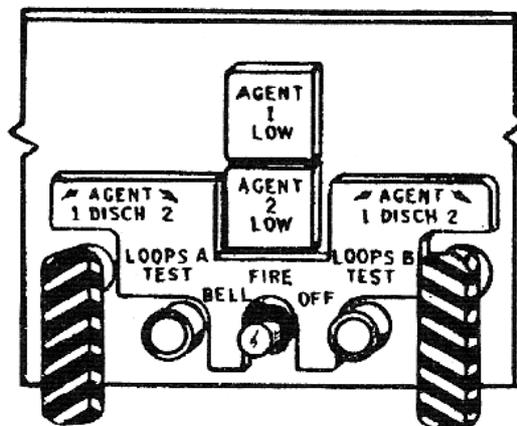
- La sobretemperatura en turbina no constituye por si un riesgo serio de producción de incendio, pero tiene la importancia de avisar al piloto de la situación y que pueda parar el motor antes de que se produzcan deterioros mecánicos importantes o daños serios en el motor o el avión.
- Un sistema de detección similar al de fuego (o de termopares) estratégicamente ubicados pueden ser usados como detectores de sobretemperaturas. "Switches" térmicos posicionados en las salidas de aire de ventilación o de refrigeración pueden usarse para dar una protección adicional.
- Hay otros tipos de sensores, además de los termistores, aplicados a sistemas de detección de fuego que solo enumeraremos:
  - "Termoswitch": Bimetálicos de bucle sencillo o doble.
  - Detección de elevación de temperatura por termopares.
  - Bucle continuo de bolitas cerámicas.
  - Bucle continuo de tipo neumático.
  - Detección de luz infrarroja o ultravioleta.
- **Subsistema de Contención:**
  - Evita que el fuego que pueda originarse en el compartimento del avión pueda trasladarse a otros puntos del avión.
  - Los "Cowling" que rodean el motor suelen ser de alguna aleación de aluminio que podría no ser apta para contener por si misma el fuego cuando el avión está en el suelo, pero que en

vuelo con la corriente de aire que los rodea puede refrigerarlos suficientemente para hacerlos seguros y suficientes para evitar la propagación del fuego a través de ellos.

- Mamparos cortafuegos y secciones del "Cowling" que pueden no estar expuestos a la corriente de aire aludida en el párrafo anterior y ciertas salidas que pudieran actuar como contenedoras de llama en caso de incendio suelen fabricarse de acero o titanio.

- **Subsistema de Extinción:**

- Debe ser eficaz para extinguir el fuego en 2 segundos después de conocida esta situación y comprobados los avisos de ella.
- El subsistema de extinción dispone de botellas extintoras en número, ubicación y destino de su agente extintor variables según el tipo de avión. Igualmente es variable el tipo de agente extintor (Freón, bromo-trifluorometano o Halon 1301, bromocloro-difluorometano o Halon 1211, etc.) que suele ser dispersado con nitrógeno seco a alta presión (alrededor de 600 p.s.i.) salvo el Halon 1301 que no precisa presurización.
- Como ejemplo típico para ver como funciona nos fijaremos en un determinado tipo de avión de dos motores ubicados en la zona trasera del avión (donde también se ubica el APU):
  - Dispone de dos botellas extintoras, ubicadas en la zona posterior del fuselaje, que se pueden usar indistintamente para cualquiera de los dos motores o para el APU.
  - Cuando el sistema de detección activa la señal de aviso de sobretemperatura en un motor el maneral contra-incendios en el cockpit que le corresponde se ilumina.
  - Se tira de el maneral iluminado hacia fuera y con esta acción se cierra una serie de válvulas de corte de sistemas (combustible, hidráulico, neumático) para aislar la condición de fuego.
  - Si la condición de fuego persiste se gira el maneral hacia un lado (izquierdo o derecho). Al hacerlo se manda una señal eléctrica a una pequeña carga explosiva, situada en la boca de descarga de la botella extintora seleccionada, que rompe su membrana de cierre y el gas a presión contenida en ella con el agente extintor se descarga en el motor donde se había detectado el fuego.



*Fig. "74". - Panel actuador del sistema de extinción de incendio.*

- La botella extintora queda totalmente descargada con la acción anterior y el aviso de ello se enciende (“Bottle Discharged” o “Agent Low”).
  - En caso de persistencia del incendio se puede girar el maneral hacia el otro lado y descargar también la botella remanente.
  - El panel actuador del sistema de extinción, que también sirve para probar la operatividad de los “loops” de detección, se muestra en la Fig. “74”.
- Un ejemplo de cómo funciona un subsistema de extinción para un avión de tres motores se muestra en el esquema de la Fig. “75”. en el esquema se muestra la existencia de dos discos rojos (uno por cada botella extintora) y otro amarillo que se encuentran adosados al fuselaje y que saltan cuando la botella correspondiente se ha despresurizado o cuando el sistema de extinción se ha disparado. Esto puede ser comprobado por la tripulación en la inspección prevuelo del exterior del avión.

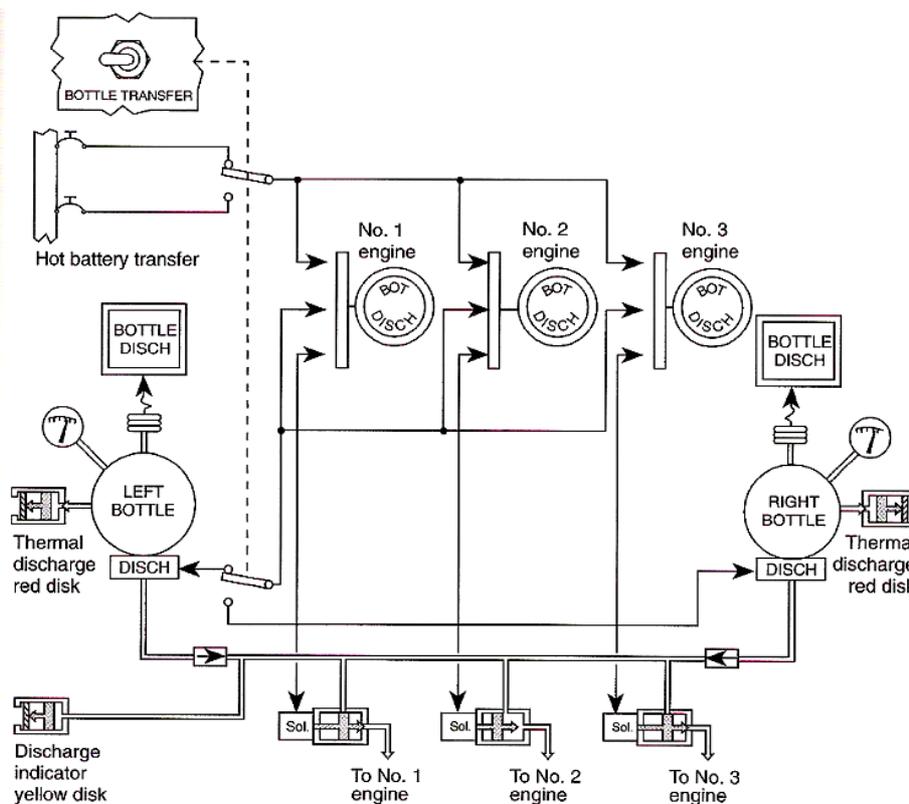


Fig. "75". - Esquema de sistema de extinción de incendios para un avión de tres motores. (El botón de descarga de botella extintora del motor n.º. 2 ha sido actuado).

#### **n) Sistema de reversa.**

Es el sistema que proporciona al avión de reducir considerablemente la carrera de aterrizaje, principalmente cuando la pista presenta condiciones de adherencia reducida (pista mojada, con hielo, nieve o contaminada). Evita además el uso y desgaste excesivo de los frenos y permite el aterrizaje seguro en pistas más cortas.

Consiste en derivar el flujo de salida de los motores en sentido inverso (hacia adelante), con lo que se produce un empuje hacia atrás (negativo) del avión que consigue reducir su energía cinética (velocidad) y

con ello reducir la distancia de aterrizaje. En aviones modernos la reducción de esa distancia (con respecto a la distancia necesaria con el uso de los frenos solamente) está entre 150 y 250 m. con pista seca y puede llegar hasta más de 600 m. con la pista muy resbaladiza.

En aviones actuales la reversa está reservada casi exclusivamente para su uso en el aterrizaje, si bien en el pasado algún modelo de avión de 4 motores permitía el uso en vuelo de las reversas de los motores centrales con objeto de reducir su velocidad.

El uso de empuje negativo (reversa) está reservado para aviones equipados con motores turboreactores (de flujo único o de doble flujo). Los aviones equipados con turbohélices realizan esta tarea con tracción negativa de la hélice al invertir el paso ("pitch") de las palas accionadas mediante un sistema hidromecánico.

En aviones equipados con motores Turbofan (de doble flujo) existen variantes de uso de reversa:

- Deflectando tanto el flujo primario (caliente) como el secundario (frío).
- Deflectando solamente el flujo secundario (frío). Esto en motores de alto índice de derivación suele ser lo normal, por ser suficiente, ya que el flujo de aire del fan (secundario) es mucho mayor que el de gases del primario.

La actuación de la reversa puede ser:

- Hidráulica.
- Neumática.

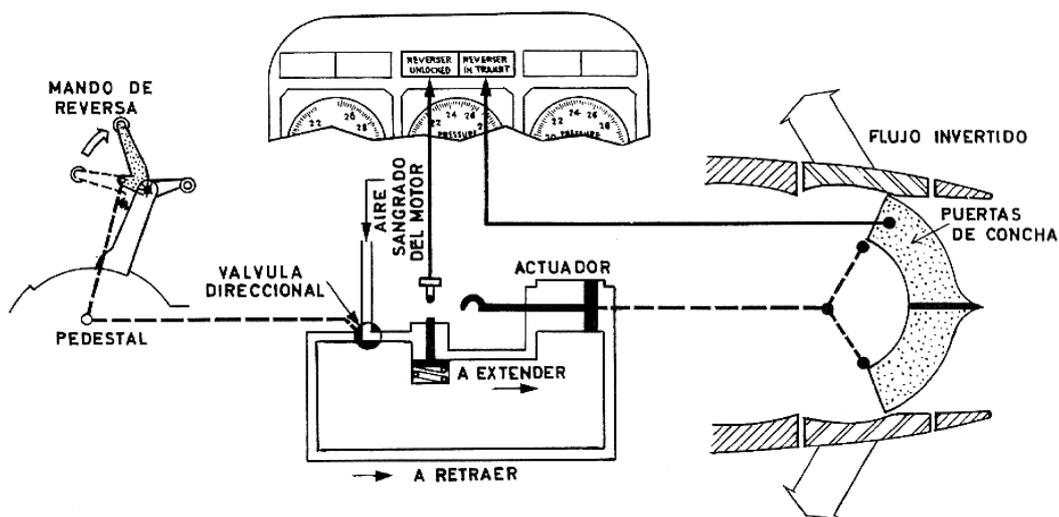


Fig. "76". - Despliegue de reversa mediante actuación neumática.

La reversa se actúa mediante una pequeña palanca que al pivotar (hacia atrás) encima de la palanca de gases actúa el mecanismo de despliegue de la reversa situada en la zona de salida de aire o gases del motor. Las condiciones para que se pueda desplegar la reversa son:

- Que la palanca de gases del motor se encuentre en su posición más atrasada (a ralenti).
- Que el avión "sienta" que está sobre el suelo, pasando de modo "vuelo" a modo "tierra" al comprimir la pata de tren (de morro).

No puede actuarse la palanca de reversa (tener empuje de reversa) si la palanca de gases no está a ralenti. No puede acelerarse el motor (avanzar la palanca de gases) si la palanca de reversa ha sido actuada (si

tenemos empuje de reversa). Un esquema de la actuación, en este caso neumática, de reversa se muestra en la Fig. "76".

En cabina se encienden los avisos luminosos correspondientes cuando se actúa(n) la(s) reversa(s) y que, dependiendo del tipo de avión de que se trate, pueden ser:

- Aviso (ámbar) de desbloqueo de reversa ("Reverser Unlocked") antes de iniciarse el despliegue de los deflectores.
- Aviso (azul) de tránsito ("Reverser in Transit"), o:
- Aviso (azul) de reversa totalmente desplegada ("Reverser Thrust") cuando se encuentra en la posición de empuje de reversa.

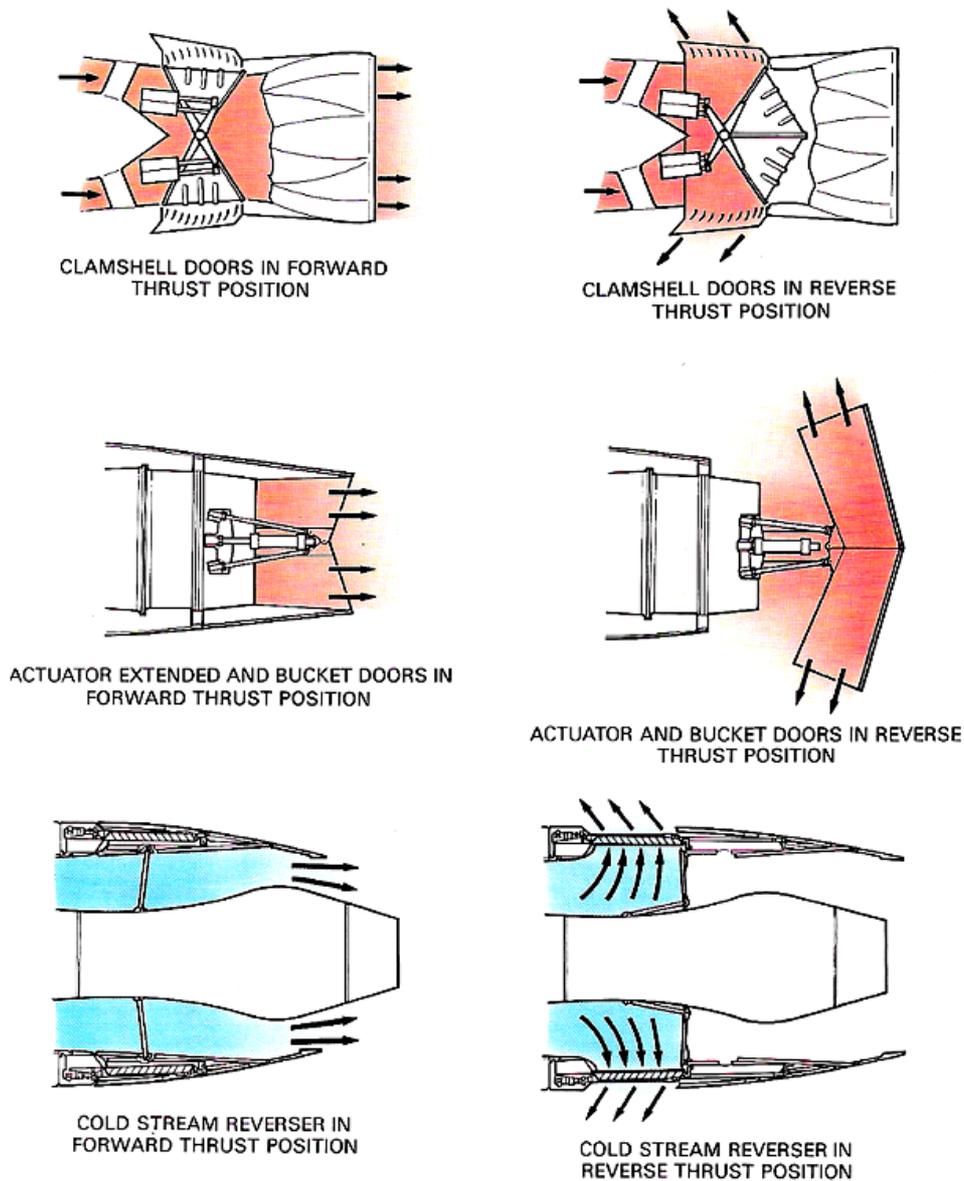
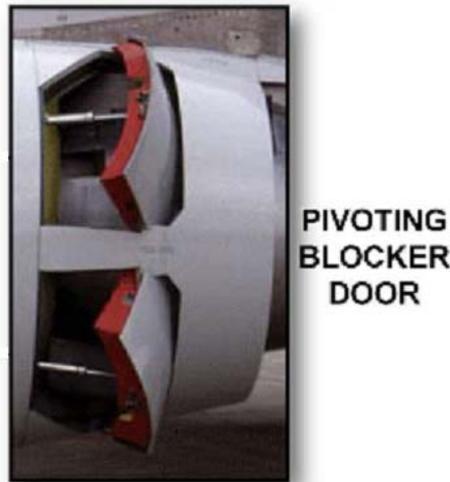


Fig. "77". - Métodos de empuje reverso.

Existen varios métodos para deflectar hacia adelante la(s) corriente(s) de aire y/o gases. Todos ellos consisten en interponer a la salida del motor los deflectores que la(s) desvíe(n) hacia adelante. Tres de esos métodos se muestran en la Fig. "77", y se detallan como sigue:

- **Deflectores** de tipo concha de almeja. ("**clamshell**"):
  - Se operan neumáticamente para reflejar los gases calientes del flujo primario del motor.
  - En la operación normal del motor las "conchas" de reversa taponan los conductos laterales por donde se deflectan al exterior los gases cuando la reversa es operada, el mecanismo de bloqueo de la reversa está activado y los gases encuentran el camino libre hacia la salida de la tobera del motor.
  - Al actuar la reversa se desbloquea el mecanismo de bloqueo, las "conchas" taponan la salida de gases por la tobera del motor y despejan los conductos laterales por donde se deflectan (hacia adelante) los gases del motor produciendo el empuje de reversa.
  - La fuerza de los gases sobre la "concha" trata de hacer girar la palanca que la une al actuador neumático en el mismo sentido que este, por lo que se favorece que las "conchas" ajusten sus bordes cuando están desplegadas evitando así que haya fugas de gases y pérdida del empuje de reversa.
  
- **Deflectores** de tipo "cubo" ("**Bucket**"):
  - Se operan hidráulicamente para deflectar los gases calientes del flujo primario del motor.
  - Se actúan mediante un sistema hidráulico empujador de tipo convencional. Un único actuador hidráulico tira a la vez del punto que sirve de charnela de unión de ambas "conchas" a la vez que sendos empujadores (uno por cada "concha") mantienen fija la distancia del punto en que se articula el empujador con la "concha" respecto al otro extremo (fijo) del mismo. El resultado es que las "conchas" se abren girando alrededor de su charnela hasta que sus bordes se encuentran, formando así la pantalla que encuentran los gases del motor en su salida y que les hace deflectarse hacia adelante (empuje de reversa).
  - Cuando la reversa está replegada las "conchas" forman la parte final de la tobera de salida del motor.
  - El actuador hidráulico extendido (reversa replegada) queda fijado en esa posición por un mecanismo de bloqueo que se libera al actuar la reversa.
  
- **Deflectores** de bloqueo ("**Blocker**"):
  - Se pueden operar tanto hidráulicamente como neumáticamente para deflectar los gases fríos del flujo secundario del motor (turbofan).
  - El principio de operación es similar al caso de deflectores tipo "clamshell" ya visto.
  - En posición de reversa replegada los elementos deflectores de bloqueo taponan (interna y externamente) las salidas laterales por donde se va a deflectar la corriente de aire y permiten a este salir axialmente del motor.
  - En posición desplegada los elementos deflectores de bloqueo se interponen a la corriente axial de aire del fan abatiéndose hacia adentro y deflectando el aire hacia delante a través de las salidas laterales que han quedado descubiertas

- La forma de desplegar los elementos de bloqueo se realiza por medio de un sistema más o menos complicado. Simple como el de puertas pivotantes de la Fig. "78", o más complejo como el de desplazamiento hacia atrás de la parte posterior del carenado ("cowling") del fan, con plegado interior de los elementos de bloqueo que taponan la tobera de salida del fan y desvían el aire hacia la cascada de álabes guía de las salidas laterales que deflectan la corriente hacia delante produciendo el empuje de reversa (ver método de "Cold Stream Reverser" en Fig. "77").



*Fig. "78":- Actuación de reversa mediante compuerta pivotante.*

No se consigue desviar 180° (hacia delante) la corriente de aire o gases con la reversa, ni aplicar la potencia máxima del motor cuando esta actuada, por lo que el empuje de reversa solo viene a ser (aproximadamente) un 50% del empuje en el momento de la toma.

Tampoco se debe seguir utilizando la reversa cuando la velocidad del avión baja de 60 nudos (aproximadamente) porque los gases calientes expulsados hacia delante por la reversa podrían ser ingeridos de nuevo por la entrada del motor y provocar que el compresor entrara en pérdida ("compressor stall").

#### **o) Sistemas de incremento de empuje.**

Existen básicamente **dos métodos para incrementar el empuje** de los motores de reacción:

- **Inyección de agua** y
- **Postcombustión.**
- **Inyección de agua (desmineralizada):**
  - El empuje de un motor de reacción básicamente es producido por su capacidad para incrementar la cantidad de movimiento del gas que lo atraviesa.
  - Es decir, en gran medida, el empuje depende de la masa (de gases) que es capaz de eyectar a mayor velocidad que la de la masa (de aire) que entró en él.

- Por tanto siempre uno de los factores que hacen incrementar el empuje cuando se inyecta agua en el motor es por la masa de agua (que añadimos a las masas de aire y combustible) y por su velocidad de eyección (igual que la del resto de los gases que expulsa el motor).
- Asimismo veremos, al repasar los factores que influyen en el funcionamiento de un motor de reacción, que el empuje disminuye al disminuir la presión (con la altura) del aire que entra al motor y con el aumento de su temperatura.
- El agua se inyecta en el motor en uno de los siguientes puntos:
  - Entrada del compresor.
  - Difusor pre-cámara(s).
  - Cámara(s) de combustión.
- Cuando se inyecta agua a la entrada del compresor el agua pulverizada se vaporiza robando calor a la masa de aire que entra en el compresor, que se enfría y por tanto aumenta su densidad (aumenta la masa del aire que mueve el compresor y el motor). Es decir se incrementa el empuje porque aumenta la masa eyectada por el motor (y su cantidad de movimiento).
- **Si se inyecta agua únicamente a la entrada del compresor**, sin variar nada más, se rebaja la temperatura a lo largo de todo el proceso en el motor y por tanto **se rebaja también la temperatura de entrada a la turbina ( $Tt5$ )**, que es la **que marca el límite de funcionamiento** de cualquier motor. **Estaremos**, pues, **perdiendo** parte de la **capacidad** que tiene el motor **para generar empuje**.
- Por lo dicho en el párrafo anterior, **en lugar de inyectar** solamente **agua, se suele inyectar** una mezcla de **agua-metanol** (sobre 70% de agua y 30% de metanol), con lo que se consiguen **dos efectos importantes**:
  - **Se evitan** posibles **problemas de engelamiento** del agua inyectada en el motor porque el metanol añadido rebaja el punto de congelación de la mezcla agua-metanol.
  - **Al quemarse el metanol** en la(s) cámara(s) de combustión **se restablece la temperatura** de entrada **en turbina ( $Tt5$ )**, o sea, **se restaura el nivel** inicial de **empuje sin** necesidad de emplear **más combustible**.

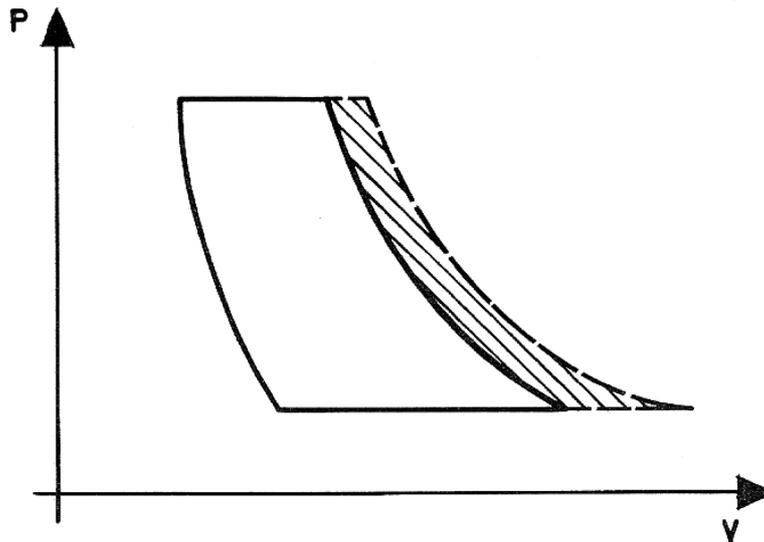


Fig. "79". - Incremento de presión, trabajo del ciclo (y empuje) debido a la inyección de agua en cámara(s).

- Si se inyecta agua en cámara(s) se incrementa la masa que se descarga a través de turbina y tobera y con ello la presión a partir de ahí. Se generará un trabajo adicional por el motor (área rayada en el diagrama del ciclo de funcionamiento en la Fig. "79").
  - Se verá (más adelante) que el área encerrada por el ciclo representado en al Fig. antes mencionada es el trabajo realizado por el motor y este a su vez es proporcional al empuje y, por tanto al incrementar el trabajo se incrementa el empuje proporcionado por el motor (empuje adicional).
  - La reducción de la temperatura de entrada en turbina (**Tt5**) que puede producirse de todas formas por la inyección de agua-metanol es compensada por el programa del Control de Combustible. Al actuar las bombas de inyección el Control de Combustible recibe la señal de que se ha conectado la inyección y regulará la cantidad de combustible necesaria para compensar y mantener esa temperatura (en la práctica la EGT, que es la que el motor mide).
  - Mediante el empleo de la inyección de agua se consigue incrementar el empuje entre un 10% y un 35%, incluso con temperaturas ambiente más elevadas.
  - Sin embargo también se incrementa el consumo específico de combustible respecto al empuje seco (sin inyección de agua). Como hemos visto el Control de Combustible compensa con combustible adicional la reducción de la **Tt5** que provoca la inyección de agua.
  - Por todo ello se reserva la inyección de agua para despegues durante un tiempo limitado (el B747 lo limitaba a 2'5 minutos) y cuando las condiciones del aeropuerto y del avión así lo aconsejan:
    - Aeropuerto situado a mucha altitud.
    - Temperaturas ambiente elevadas.
    - Carga total del avión próxima al MTOW.
    - Etc.
- **Postcombustión:**

- Es el método de incremento de empuje generalmente empleado para motores que equipen aviones con capacidad para vuelo supersónico y que requiera ser empleado durante cortos periodos de operación.
- Al hablar de la combustión se vio que solamente el 25% del aire que entra en el motor se emplea en quemar el combustible. El resto (un 75%) sale de la tobera del motor mezclado con los gases producto de la combustión.
- Hay, pues, una gran cantidad de aire todavía disponible para poder hacer arder más combustible. Esta es la base de la postcombustión.
- Un postquemador consiste en una enorme cámara de combustión tubular finalizada en una tobera propulsora (de área de salida variable o de doble posición) que se conecta a la salida de la turbina del motor.
- El combustible que se inyecta en el postquemador (normalmente regulado por un Control de Combustible específico que actúa bien al seleccionar la función de “postcombustión” o al avanzar la palanca de gases en la zona de postcombustión) llega a los anillos inyectoros que lo atomizan y mezclan con la corriente de aire-gases que lo atraviesa. Así se consigue elevar la temperatura de los gases de salida (la de la llama puede exceder los 1.700º C) y aumentar considerablemente su velocidad de salida y el empuje.
- Los anillos inyectoros se disponen de forma que la llama y los gases más calientes se concentren en el centro de la cámara, mientras que los gases más fríos, procedentes de la salida de turbina del motor o del flujo secundario si se trata de un motor de doble flujo, se hacen circular por la periferia manteniendo a salvo la temperatura de la pared del postquemador.
- El área del tubo postquemador es sensiblemente mayor que el área de una tobera normal para conseguir reducir la velocidad del flujo de gases y que sea factible mantener la llama estable.
- A la salida de la turbina los gases tienen una velocidad alta (entre 230 y 370 m./seg.) por lo que antes de llegar a la zona de combustión pasan por una zona de difusión que reduce su velocidad e incrementa su presión.
- A pesar la reducción la velocidad en la zona de difusión sigue siendo alta y, como la velocidad de propagación de la llama del combustible es de unos pocos pies por segundo, la llama podría apagarse. Para evitarlo se colocan, aguas abajo de los inyectoros, unos perfiles **estabilizadores de llama** que crean una pequeña turbulencia que reduce más la velocidad del gas en esa zona y donde la llama se estabiliza.
- Al final del tubo del postquemador se sitúa la tobera propulsora, en la que el área de salida permanece en su posición más cerrada mientras no funcione el postquemador.
- Cuando el postquemador funciona el área de salida de la tobera se abre más (a una posición fija si es de posición doble o va regulando su apertura en función de las condiciones del flujo de salida si es de área variable) para dejar pasar una mayor masa de gas a mayor velocidad que cuando no funciona el postquemador.
- El uso del postquemador debe restringirse a periodos muy breves por su alto consumo de combustible (más de tres veces superior al del motor funcionando sin usarlo).

- El empuje que proporciona un motor con su postquemador instalado cuando este no se usa es ligeramente inferior al que daría el mismo motor si no lo tuviera instalado. Ello es debido a las pérdidas por fricción en el interior del postquemador.
- Despreciando pequeñas pérdidas debidas al equipo del postquemador y a cambios en la cantidad de movimiento del gas, el incremento del empuje (estático) por el uso de la postcombustión en un motor depende exclusivamente de la relación de temperaturas absolutas de los gases en la tobera (con postcombustión y sin ella). Eso es debido a que en el motor se transforma energía térmica (proporcional a la temperatura absoluta) en energía cinética (proporcional al cuadrado de la velocidad) y el empuje, como veremos, es una fuerza proporcional a la velocidad del gas.
- Por ejemplo:
  - Si la temperatura de los gases *sin postcombustión* es de: 602° C (875° K).
  - Si la temperatura de los gases *con postcombustión* es de: 1442° C (1715° K).
  - La **relación de temperaturas** = 1715 / 875 = 1'96.
  - La relación de velocidades al cuadrado = relación de temperaturas = 1'96.
  - La **relación de velocidades** =  $\sqrt{1'96} = 1'4$
  - Es decir, la velocidad de salida del gas y **el empuje se incrementan en un 40%**.
- Se pueden obtener incrementos de hasta un 70% de empuje (estático) en turborreactores de doble flujo de bajo índice de derivación con postcombustión y varias veces este valor a altas velocidades.
- Puede emplearse la postcombustión tanto como una reserva de empuje para la aceleración transónica (atravesar la "barrera del sonido"), como para mejorar las performances del motor en el despegue.

#### FACTORES QUE INFLUYEN EN EL FUNCIONAMIENTO DE UN MOTOR DE REACCION.

El motor de reacción ejerce una fuerza (resultante hacia atrás) sobre la masa de gas que le atraviesa y como consecuencia la masa de gas ejerce una fuerza igual y de sentido contrario (reacción) sobre el motor, quien a su vez la traslada al avión a través de la estructura que les une. Esta fuerza de reacción es el Empuje.

- **Empuje:**

- El Empuje en realidad es la suma de tres componentes (tres fuerzas):
  - Fuerza debida a la variación de la cantidad de movimiento de la masa de aire por unidad de tiempo (Gasto de aire) que atraviesa el motor (producto del Gasto de aire por la diferencia de velocidades del aire entre la salida del motor y la entrada).
  - Fuerza debida a la variación de la cantidad de movimiento de la masa de combustible que se inyecta en el motor por unidad de tiempo (Gasto de combustible), o sea, el producto del Gasto de combustible por la velocidad del combustible a la salida del motor. No hay masa de combustible (ni velocidad de combustible) a la entrada del motor.
  - Fuerza debida a la diferencia entre las fuerzas de presión en el área de salida del motor y las fuerzas de presión en el área de entrada del motor.

- Se llama Empuje Neto al empuje resultante de despreciar (del total: suma de las tres fuerzas) el aportado en forma de cantidad de movimiento por la masa (gasto) de combustible.
- Se llama Empuje Bruto al desarrollado por la tobera de salida, es decir, sumando al empuje Neto la cantidad de movimiento del gasto de aire a la entrada del motor.
- Se denomina Empuje Estático al medido en el Banco de Pruebas. Coincide con el Empuje Bruto cuando el avión está parado.
- La forma de cómo se mide el Empuje es:
  - Mediante la velocidad de giro (r.p.m.) del fan **N1** (o la del rotor) en los motores de doble flujo de gran índice de derivación (o en los de compresor centrífugo).
  - Mediante la relación de presiones totales entre la salida y la entrada del motor o **E.P.R.** ("Engine Pressure Ratio") en los demás motores de compresor(es) axial(es). La **E.P.R.** también se expresa como **Pt7/Pt2** (para una velocidad, altitud, temperatura y posición del mando de gases fijas).
- El Empuje que el motor proporciona al avión se ve parcialmente contrarrestado por la fuerza exterior (resistencia) que la corriente de aire exterior ejerce sobre toda la planta de potencia (motor + góndola).
- La resistencia exterior aumenta con la velocidad de vuelo del avión.
- La diferencia entre el empuje del motor y la resistencia exterior es el Empuje Efectivo.
- **Potencia:**
  - Es incorrecto hablar de potencia de un motor de reacción a pesar de estar bastante extendido el uso de expresiones como "máxima potencia" o "potencia de despegue" (quizás por una inexacta traducción de la palabra inglesa "power").
  - Físicamente Potencia es la capacidad existente para realizar un trabajo en un cierto tiempo y se puede expresar matemáticamente como el producto de una Fuerza por una Velocidad de desplazamiento de esa fuerza.
  - Es decir, si no hay velocidad no hay potencia. La potencia que desarrolla un avión parado con el motor a máximas revoluciones (no se debería decir a máxima potencia) es cero.
- **Potencia equivalente:**
  - Solo puede hablarse de una Potencia Equivalente de un Empuje dado cuando mediante ese empuje se desplace al móvil (avión) al que propulse a una determinada velocidad (de vuelo).
  - Así considerado si podría compararse la potencia del motor de reacción con la potencia equivalente ("**Peq**") que tendría que tener un motor (alternativo por ejemplo) provisto de una hélice (con un rendimiento standard aprox. igual a 0'8) para desarrollar la misma energía de propulsión que el motor de reacción (empuje "**E**" x velocidad de vuelo "**V**");

$$P_{eq} = \frac{E \times V}{0'80}$$

- Para los motores Turbohélices se suele dar la “ESHP” (“Equivalent Shaft Horse Power”) que tiene en cuenta los dos sumandos siguientes:
  - “SHP” (“Shaft Horse Power”), que es la potencia que el motor entrega al eje de la hélice (medida mediante el medidor de par, o torquímetro, y el tacómetro).
  - Factor de equivalencia del empuje de los gases de salida (asimila empuje con potencia).
- El Factor de equivalencia (dado en HP), en condiciones Standard, se considera como:
  - En estático: 1 libra de empuje por cada 2’5 HP. Es decir:

$$ESHP = SHP + \frac{\text{libras\_empuje}}{2'5}$$

- En vuelo: 1 libra de empuje por cada unidad de: rendimiento “ $\eta$ ” de la hélice (0’8 es el Standard) multiplicado por 375 HP por cada milla / hora de velocidad del avión. O sea:

$$ESHP = SHP + \frac{\text{libras\_empuje} \times \text{millas / hora}}{375 \times \eta}$$

- **Factores que afectan al empuje:**

- Hay cuatro tipos de factores que tienen efecto sobre el empuje:
  - Velocidad de vuelo.
  - Factores que afectan a la masa del flujo de aire que atraviesa el motor:
    - 1) Temperatura ambiente del aire (exterior).
    - 2) Presión ambiente del aire (exterior).
    - 3) Altura de vuelo.
  - Efecto dinámico (“Ram”).
  - Velocidad de giro del motor (r.p.m.).
- Con el aumento de la velocidad de vuelo disminuye el empuje del motor porque la diferencia de cantidad de movimiento de la masa de aire entre la salida y la entrada del motor disminuye (a alto régimen de motor la tobera supera la condición crítica y la velocidad de salida de los gases no puede superar la velocidad local del sonido). Ver Fig. “80”.

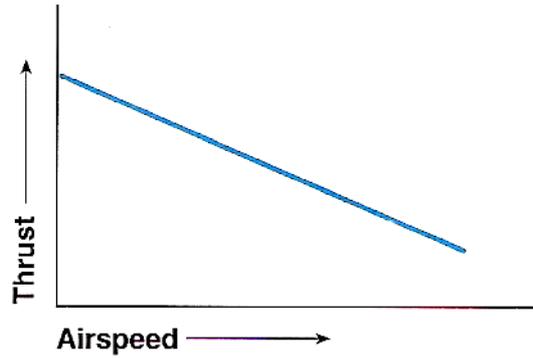


Fig. "80". - Variación del empuje con la velocidad del aire (de vuelo).

- Cualquier variable que modifique la masa de un volumen de aire (Gasto de aire) modificará el empuje porque una de las tres componentes del empuje es directamente proporcional al gasto.
- Al aumentar la temperatura ambiente disminuye el empuje. El aire se hace menos denso y un mismo volumen de aire contiene menos masa y disminuye el gasto de aire.
- Al aumentar la presión ambiente se incrementa el empuje. Un aumento de la presión ambiente de aire incrementa su densidad y por tanto la masa de un volumen de aire y, por lo tanto, el gasto de aire aumenta.

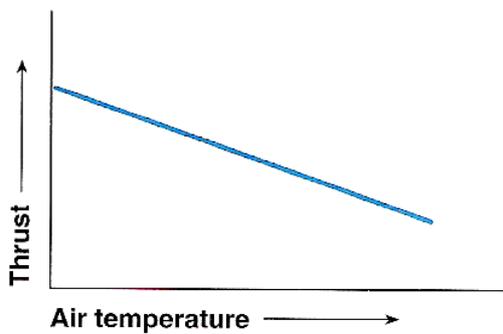


Fig. "81". - Variación del empuje con la temperatura ambiente del aire.

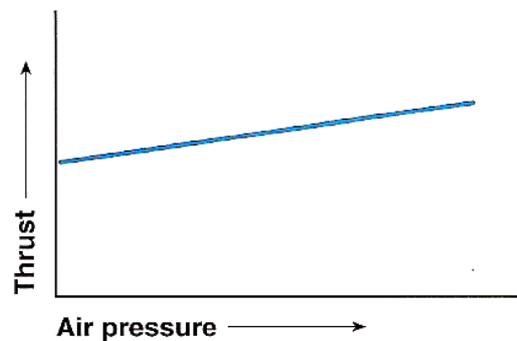


Fig. "82". - Variación del empuje con la presión ambiente del aire.

- Con el aumento de la altura de vuelo el empuje disminuye:
  - Con la altura disminuyen la presión y la temperatura ambientes del aire, pero a partir de los 11.000 m. de altura comienza la estratosfera y en ella la temperatura permanece casi constante hasta los 26.000 m.
  - Por disminuir la temperatura ambiente se incrementan la densidad y el gasto de aire y el empuje. Ese incremento desaparece a partir de los 11.000 m. de altura.
  - Por disminuir la presión ambiente disminuyen la densidad y el gasto de aire y el empuje.

- La disminución del empuje por la disminución de la presión ambiente con la altura es mayor que el incremento que este tiene por la disminución de la temperatura.
- A partir de los 11.000 m. de altura toda la disminución del empuje se debe a la disminución de la presión ambiente.

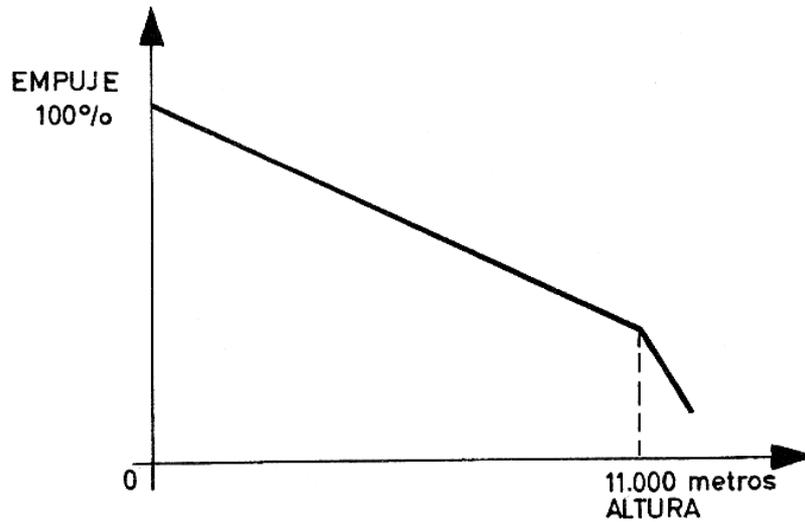


Fig. "83". - Variación del empuje con la altura de vuelo.

- El efecto dinámico ("Ram") de la velocidad del avión hace que el empuje aumente con la velocidad de vuelo:
  - El aumento de la velocidad de vuelo hace que se incremente la presión total (estática más dinámica) a la entrada del motor.
  - El incremento de presión total a la entrada del motor produce un incremento de la masa de aire que entra en el motor (gasto de aire) y de la velocidad de salida de los gases de escape. Eso se traduce en un incremento de empuje.
  - Habíamos visto antes que el aumento de la velocidad de vuelo hacía disminuir el empuje por disminuir la diferencia entre las velocidades salida y entrada en el motor
  - Combinados el efecto dinámico (aumento de empuje) con el efecto de reducción de la diferencia entre las velocidades salida y entrada en el motor (disminución de empuje) da como resultado (ver Fig. "84") un incremento total de empuje que se va haciendo más fuerte a partir de una cierta velocidad.

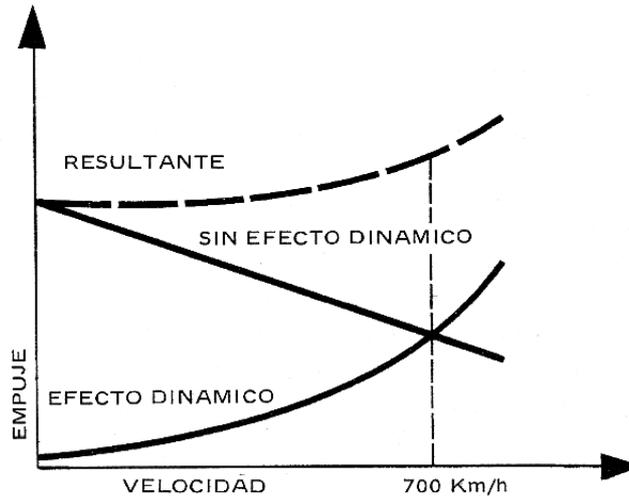


Fig. "84". - Influencia del efecto dinámico en el empuje.

- El empuje aumenta con las revoluciones del motor (r.p.m.). Es la única variable (de todas las vistas hasta aquí) que depende exclusivamente del propio motor:
  - El empuje es función de los flujos (gastos) de aire y combustible en el motor
  - El gasto de combustible es gobernado por el Control de Combustible del motor (comandado por el piloto con la palanca de gases).
  - El incremento del gasto de combustible provoca un incremento de presión y temperatura en la(s) cámara(s) de combustión y como consecuencia un incremento de las r.p.m. del motor.
  - El incremento de las r.p.m. hace que se aumente el flujo (gasto) de aire y por tanto el empuje (ver Fig. "85").

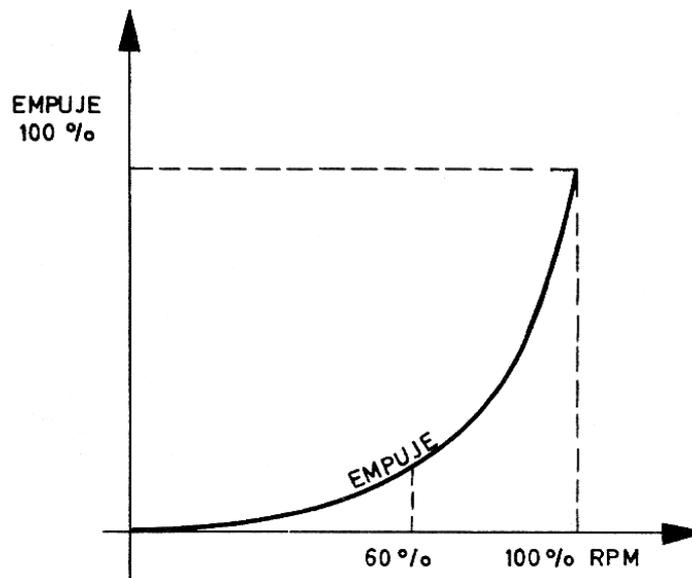


Fig. "85". - Variación del empuje con las r.p.m. del motor.

- Como resumen y conclusión:
  - Son varios los factores que influyen en el empuje que proporciona un motor.
  - Hemos visto la influencia de cada uno de ellos aisladamente. La influencia conjunta de varios de ellos es más compleja.
  - Las dos variables externas al motor que más influyen sobre el empuje son:
    - 1) Variación de la presión con la altura.
    - 2) Variación de la temperatura ambiente.
  - El empuje se controla variando las r.p.m. del motor.
  - Los “performances” del motor aumentan su eficacia con la velocidad de vuelo (efecto dinámico) y con la altura de vuelo (disminuye la resistencia aerodinámica y el consumo específico de combustible mejorando el rendimiento global del motor).
  - La mejora con la altura de vuelo ocurre hasta una determinada altura en que disminuyen el empuje y el rendimiento propulsivo del motor.
  - La altura máxima de operación de un avión es aquella en que se igualan el máximo empuje disponible en ella con la resistencia aerodinámica al avance.
- **Factores que afectan al consumo específico:**
  - El Consumo Específico de combustible (“Thrust Specific Fuel Consumption” o “TSFC”) es la relación entre el consumo de combustible y el empuje neto que proporciona un motor.
  - El consumo específico de combustible estará afectado por todas las variables que afecten al consumo de combustible y/o al empuje.
  - El consumo específico de combustible aumenta con la velocidad de vuelo, ya que:
    - El consumo de combustible aumenta con la velocidad de vuelo.
    - El empuje disminuye con la velocidad de vuelo.
  - El consumo específico disminuye con la altura de vuelo, ya que:
    - Disminuye el consumo de combustible (menor resistencia aerodinámica).
    - Disminuye el empuje.
    - Con la altura es más importante la reducción del consumo que la del empuje.

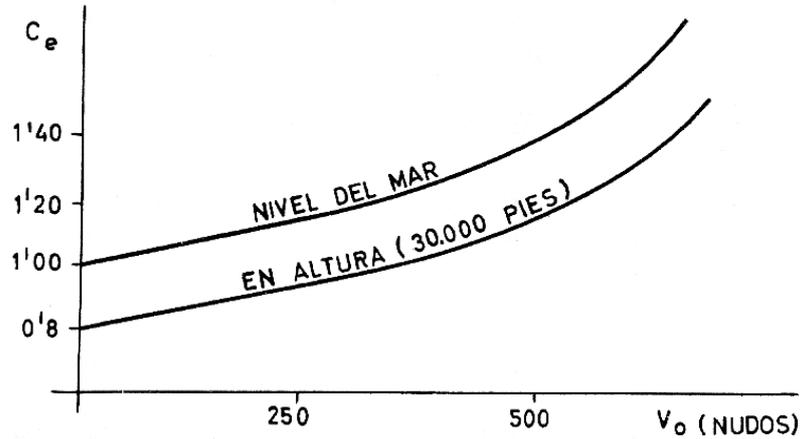


Fig. "86". - Variación del consumo específico de combustible con la velocidad y la altura de vuelo.

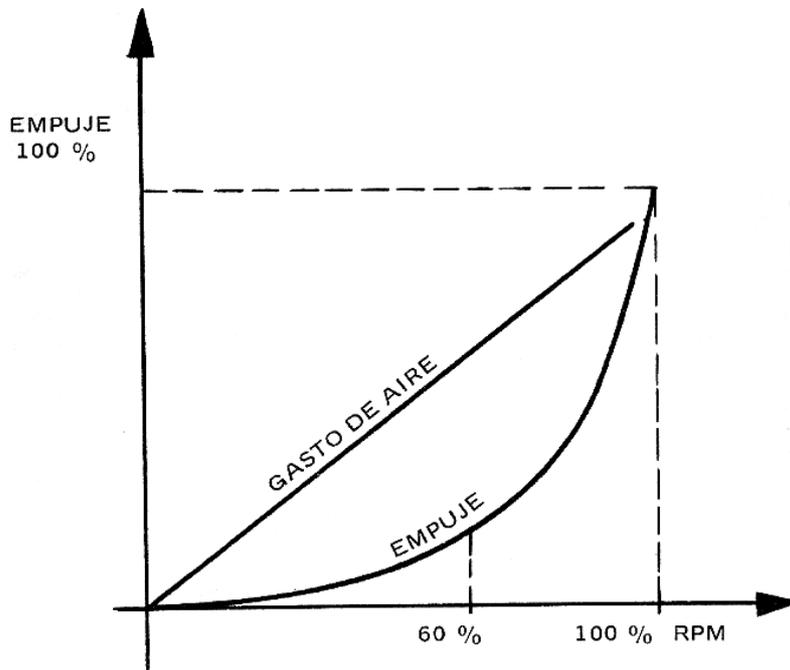


Fig. "87". - Efecto de las r.p.m. del motor en el consumo específico de combustible.

- A altas r.p.m. del motor el consumo específico de combustible disminuye cuando aumentan, ya que:
  - La relación de compresión (relación de presiones entre la salida y la entrada del compresor) es función directa de las r.p.m.
  - El consumo de combustible es proporcional al gasto de aire en el motor y el gasto de aire sufre un incremento constante con las r.p.m. (ver Fig. "87"). Por tanto el consumo de combustible también crece de forma constante con las r.p.m.
  - El empuje crece cada vez más rápidamente con las r.p.m. (ver Fig. "87"). A partir del momento (r.p.m.) en que crezca más el empuje que el consumo de combustible comenzará a disminuir rápidamente el consumo específico de combustible.

## TIPOS DE MOTORES DE REACCION (CONFIGURACION Y APLICACIONES).

Hasta aquí, por así decirlo, se han ido acumulando conocimientos varios, desde los conceptos básicos de funcionamiento de los motores de reacción hasta como y con que componentes y sistemas se puede hacer que funcionen.

Tenemos, pues, los “materiales” con que construir las distintas “arquitecturas” (configuraciones) de motores de reacción en función de las aplicaciones a que se vayan a destinar.

Vamos a continuación a describir de forma resumida las distintas configuraciones y sus aplicaciones más importantes.

## **CLASIFICACION:**

Se puede intentar hacer una clasificación de los Sistemas Propulsivos utilizados en propulsión aérea de la siguiente forma:

### **SISTEMAS PROPULSIVOS:**

- Motopropulsores (Motores de reacción):
  - Autónomos:
    - Motores Cohete:
      - ✚ De propulsante sólido.
      - ✚ De propulsante líquido.
  - NO Autónomos:
    - Estatorreactores.
    - Pulsorreactores.
    - **Turborreactores:**
      - ✚ De Flujo Único:
        - ❖ De Compresor Simple:
          - Axial.
          - Centrífugo.
        - ❖ De Compresor Doble:
          - Axiales.
          - Centrífugos.
      - ✚ De Doble Flujo:
        - ❖ De Compresor Simple:
          - Serie (“Turbofan”).
          - Paralelo (“Afterfan”).
        - ❖ De Compresor Doble:

- Serie (“Turbofan”).
- Serie (“Bypass”).
- ❖ De Compresor Doble y Fan:
  - De Dos Ejes (compresor axial-centrífugo + fan).
  - De Tres Ejes (Dos compresores axiales + fan).
- Grupos Motopropulsores (todos son NO Autónomos):
  - Con motor NO de reacción:
    - De Motor Alternativo y Hélice.
  - Con motor de reacción:
    - **Turbohélices.**
      - ✚ De Eje Único:
      - ✚ De Ejes Independientes:
        - ❖ De Compresor Axial.
        - ❖ De Compresor Mixto (axial-centrífugo).
    - **Turboejes.**

La peculiaridad común a **todos los Turborreactores, Turbohélices y Turboejes** es que **tienen** una fuente de potencia común (**Generador de Gas**): está constituida por el **compresor**, la **cámara de combustión** y la **turbina** que acciona el compresor:

- La misión del Generador de Gas es producir gas a alta presión y alta temperatura del que extraer la energía necesaria.
- El resto de dispositivos que se añadan al Generador de Gas son medios para utilizar la energía de forma conveniente para su uso en las aplicaciones a las que se destine y dan lugar a la clasificación anterior.

## TURBORREACTORES (PUROS):

También se les denomina “Básicos” o de “Flujo Único”.

En ellos el aire penetra por la admisión y se le somete a una compresión antes de reaccione químicamente con el combustible en la cámara de combustión para producir la deseada masa de gas a alta presión y alta temperatura. Posteriormente la masa de gas se expansiona en la turbina para extraer la energía necesaria para mover el compresor y los accesorios. Termina su expansión en la tobera donde se acelera para salir a alta velocidad en forma de chorro y producir el empuje deseado.

Las configuraciones que pueden adoptar se corresponden con las indicadas en la clasificación dada y los que más desarrollo han tenido han sido los de compresor axial, principalmente los de doble compresor axial (destinados a proporcionar empujes más altos que los de compresores centrífugos).

En la actualidad mayoritariamente están destinados a la propulsión de aviones militares, en aplicaciones con o sin postcombustión, y aunque hay alguno de ellos que llega a las 40.000 libras de empuje la mayor parte de sus aplicaciones no supera las 10.000 libras (de estos últimos el mayor número de ellas no supera las 2.500 libras de empuje).

La designación de las estaciones de un turborreactor de flujo único y de uno o dos compresores axiales queda reflejada en las Figs. "88" y "89".

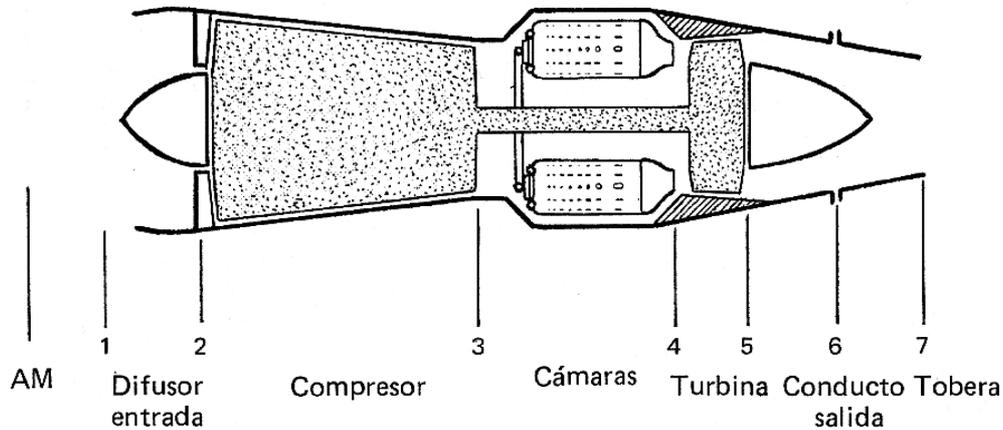


Fig. "88". - Designación de estaciones en turborreactor de un compresor.

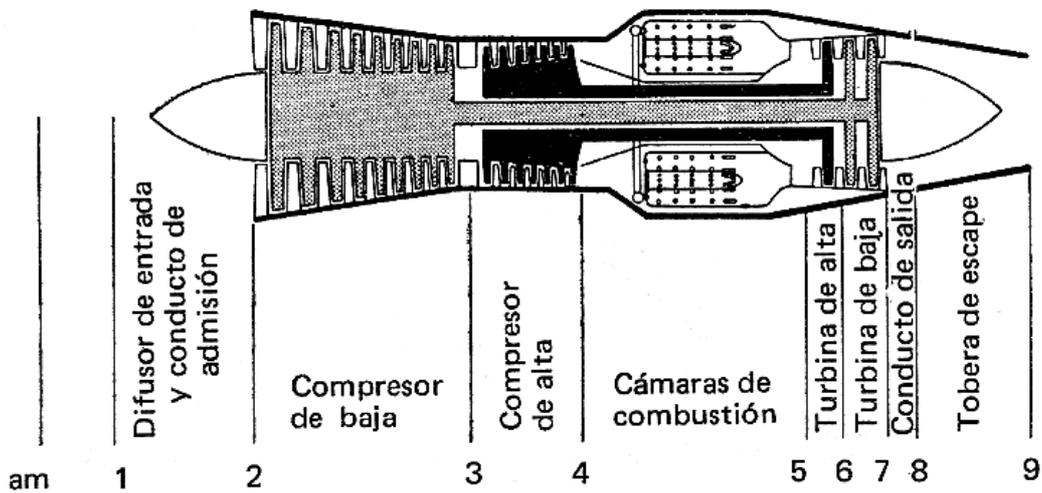


Fig. "89". - Designación de estaciones en un turborreactor de dos compresores.

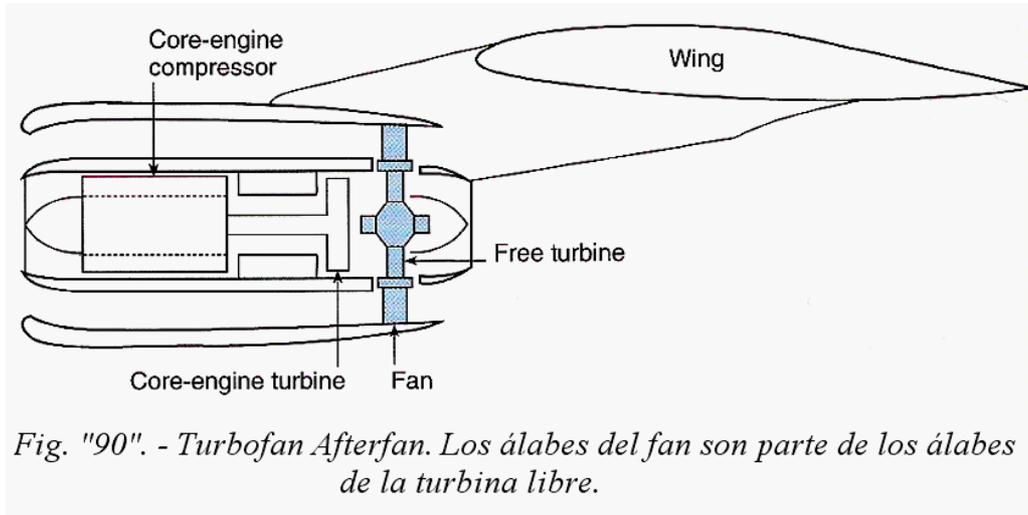
## TURBORREACTORES DE DOBLE FLUJO (TURBOFAN):

En los turborreactores de Doble Flujo el Flujo Primario sufre las mismas transformaciones que en un turborreactor "puro" (de flujo único). El Flujo Secundario es aire que solo es acelerado por el fan (que es un compresor de baja presión) antes de ser expulsado.

En los motores de Doble Flujo de tipos "Turbofan" (de uno o de dos compresores) y "Bypass" todo el flujo de aire ("Primario" y "Secundario") pasa inicialmente por el fan. El "Turbofan" expulsa el flujo "Secundario"

directamente a la atmósfera, mientras que en el de "Bypass" el flujo "Secundario" se une al "Primario" en la Tobera de escape común.

En el modelo "Afterfan" los flujos "Primario" y "Secundario" son independientes y el fan no es parte del compresor, sino de la turbina (turbina para el flujo "Primario" y fan para el "Secundario"). Este modelo ha caído en desuso por los problemas planteados por el importante salto de temperaturas entre la parte exterior (fan) y la interior (turbina) de los álabes montados en el mismo disco, ya de por sí sometido a importantes esfuerzos térmicos y mecánicos.



Las ventajas demostradas por los motores de doble flujo sobre los turbo reactores (puros) ha hecho que hayan sido mayoritariamente adoptados por la aviación de transporte comercial (vuelo subsónico). El empuje de este tipo de motores va hasta las 80.000 libras, si bien sobre la mitad de sus aplicaciones se sitúa entre las 10.000 y las 40.000 libras de empuje.

Entre otras, las razones para que se hayan impuesto sobre los turbo reactores puros en la aviación comercial son:

- Mucho mayor empuje y mayor radio de acción para igualdad de consumo específico y temperatura de combustión.
- Menor consumo específico y mayor radio de acción a igualdad de temperatura de combustión.
- Mayor radio de acción y aprox. un 2% más de consumo específico a igualdad de empuje y de temperatura de combustión.
- Menor temperatura exterior del motor que simplifica los sistemas de ventilación y antiincendios, con una interesante reducción de peso del motor por esta causa.

La designación de las estaciones de un turbo reactor de doble flujo de dos compresores axiales queda reflejada en la Fig. "91".

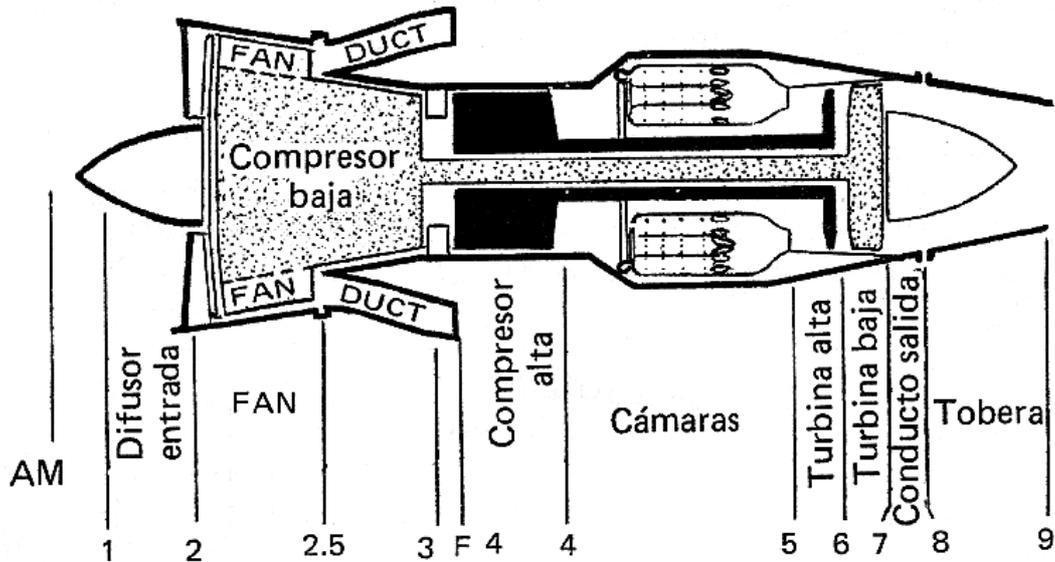


Fig. "91". - Designación de las estaciones de un turborreactor de doble flujo (turbofan).

## TURBOHELICES:

Está claro que la aplicación única de este tipo de motores es la propulsión de aviones de hélice (tanto comerciales como militares).

Los Turbohélices ("Turboprops") utilizan la energía producida por el generador de gas para mover la hélice, que es el elemento propulsor principal. Su arquitectura es similar a las de un turborreactor, salvo que, al tener que ceder la mayor parte de la función propulsora a la hélice, necesita extraer la mayor parte de la energía de los gases en la turbina (tiene más etapas de turbina que un turborreactor puro convencional) para arrastrar la hélice que aporta entre el 85% y el 90% de la fuerza de tracción generada.

Tan solo una pequeña parte de la energía (menos de un 15%) es aportada en forma de empuje por los gases de escape por la tobera de salida, pero también debe tenerse en cuenta.

La hélice es arrastrada, a través de una caja de engranajes reductora (reduce la velocidad de giro del eje que la mueve para hacerla compatible con la velocidad de giro de la hélice), bien por el eje compresor-turbina o por medio de un segundo eje unido a una turbina que gira libre.

El compresor de los turbohélices suele ser axial o mixto (con una o más etapas centrífugas).

Las variaciones de energía generada por el motor turbohélice no están relacionadas con la velocidad de giro del motor, sino con la temperatura del gas a la salida de la cámara de combustión (a través de la cantidad de combustible aportada por el control de combustible). El control de combustible ajusta el flujo, en función de la carga a que le somete la hélice, para mantener las r.p.m. constantes (próximas al 100%).

El régimen del motor (si se trata de un motor con un único eje de turbina) o el del eje de la turbina de potencia (unido a la hélice) está determinado por la velocidad de giro de la hélice que es mantenida constante por el "Governor" variando el ángulo de las palas. La tracción aportada por la hélice, pues, no se regula variando su velocidad sino el paso ("pitch") de sus palas.

El piloto dispone de dos palancas en el "cockpit" para gobernar el motor: palanca de potencia ("power lever") y palanca de velocidad o condición ("condition lever"). Mediante la "power lever" actúa sobre el flujo de combustible, el par motor y la EGT. Con la "condition lever" básicamente controla las r.p.m. del motor.

La comparación entre la tracción aportada por la hélice y el empuje del turbo reactor a distintas velocidades (de vuelo) se muestra en la Fig. "92". Se ve en ella como en estático (a velocidad cero) el turbo reactor solo es capaz de proporcionar el 30% de la tracción que se puede obtener de la hélice. Pero, mientras la tracción de la hélice cae muy rápidamente con la velocidad de vuelo, el empuje del turbo reactor se mantiene casi constante e incluso comienza a crecer, y a partir de aprox. los 600 Km./h. es superior. Este valor marca el límite de aplicación de la hélice (y de los turbohélices) como medio propulsor.

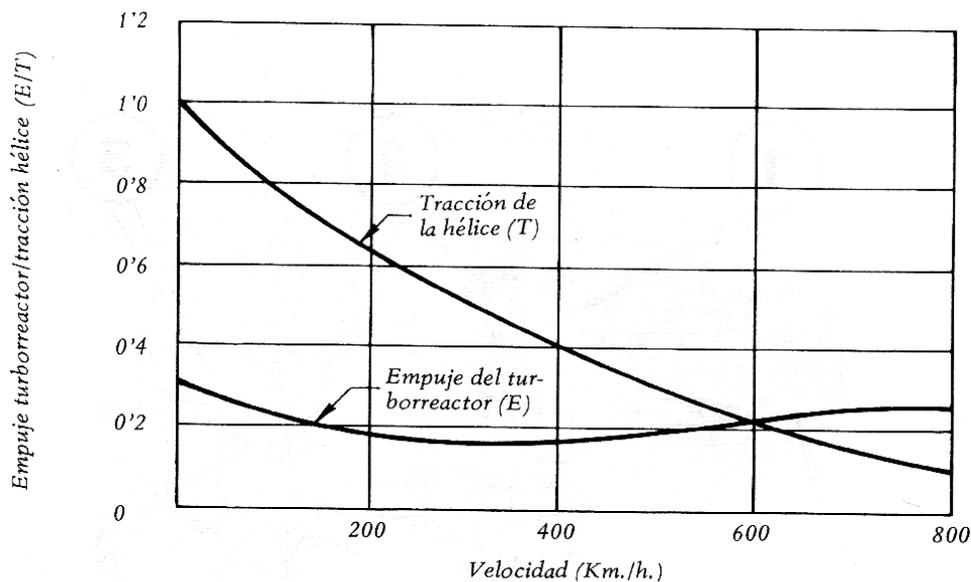


Fig. "92". - Comparación entre tracción de la hélice y empuje del turbo reactor a distintas velocidades de vuelo.

En las Figs. "93" y "94" se muestran datos comparativos del rendimiento propulsivo y del consumo específico de los turbohélices comparados con otros tipos de motores. Se ve que, en cuanto a consumo específico, el Turbohélice es el más ventajoso de todos a velocidades de vuelo entre Mach 0'4 y Mach 0'9. Por debajo de Mach 0'4 el motor más ventajoso es el alternativo.

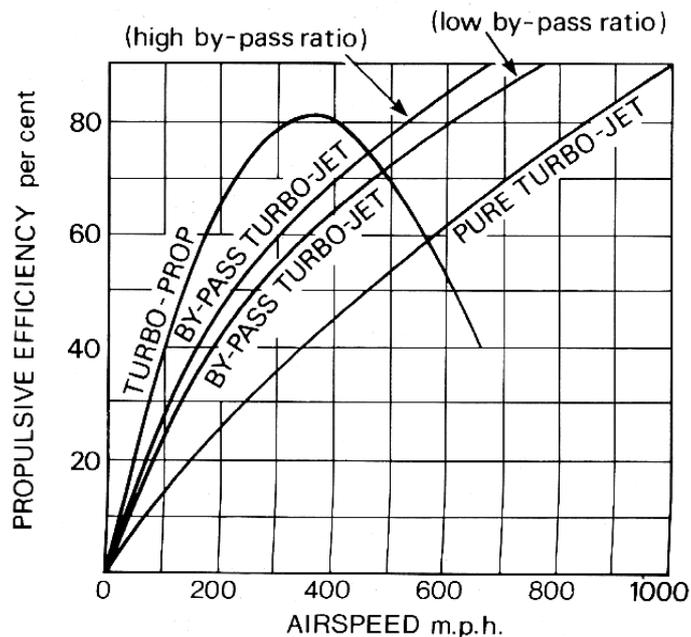


Fig. "93". - Rendimientos propulsivos en función de la velocidad de vuelo.

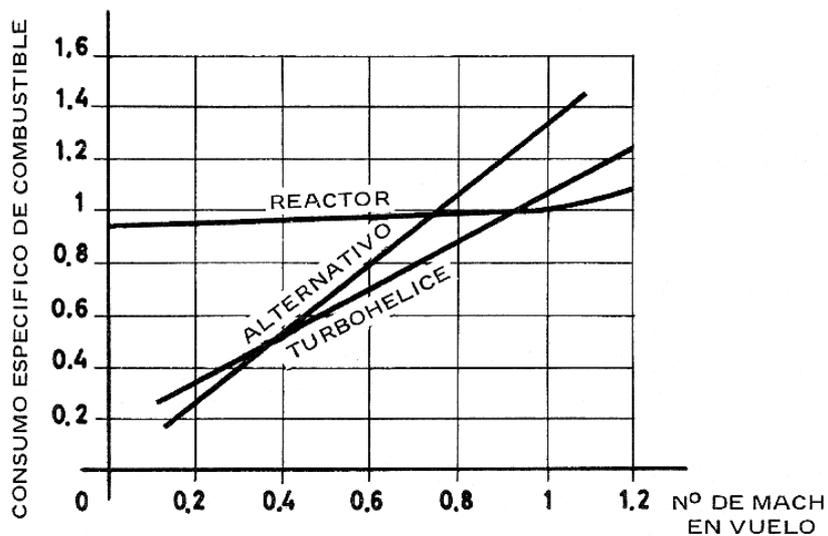


Fig. "94". - Consumos específicos de combustible comparativos en función de la velocidad de vuelo.

La mayoría de los motores Turbohélices son de aplicación tanto en aplicaciones civiles como militares y la mayoría de las aplicaciones son de una potencia que oscila entre los 1.250 HP y los 3.000 HP.

La Fig. "95" muestra la designación de las estaciones de un motor turbohélice.

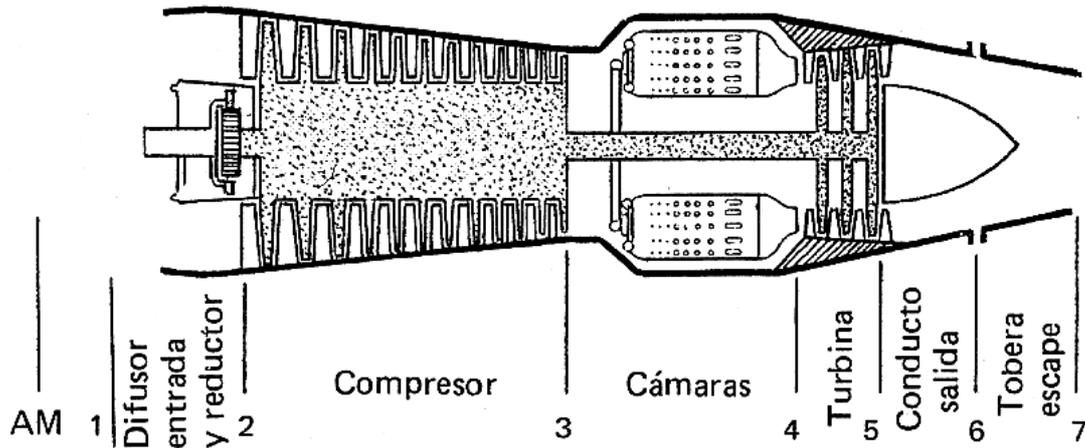


Fig. "95". - Designación de las estaciones de un motor turbohélice.

## **TURBOEJES:**

Como aplicación para la propulsión aeronáutica los Turboejes ("Turboshafts") se destinan exclusivamente a la de helicópteros. Existen otro campos no aeronáuticos en los que tienen variada aplicación (propulsión marina y terrestre, sistemas de generación de energía eléctrica o vapor, etc.).

Su arquitectura es muy similar a la de los Turbohélices, con la pequeña diferencia de que aquí se trata de "exprimir" al máximo la energía de los gases de escape, puesto que al no tener aplicación como fuente de empuje se perdería.

En la propulsión de helicópteros el eje de salida de potencia del Turboeje (similar al del Turbohélice) se conecta, a través de cajas de engranajes reductoras, a las transmisiones encargadas de hacer girar los rotores (principal y antipar).

Operan a r.p.m. constantes como se requiere para propulsar un helicóptero.

La mayoría de las aplicaciones de los Turboejes requieren potencias inferiores a los 2.500 HP.

Prácticamente casi todos los Turboejes existentes son de aplicación tanto en el campo militar como en el civil.

¿Cuál es el encargado de extraer la energía química del motor y transformarla en energía mecánica?

- a.- **El motor.**
- b.- El propulsor.
- c.- El motopropulsor.
- d.- La hélice.

¿Qué tipo de motor es un turborreactor?

- a.- Autónomo.
- b.- **No Autónomo.**
- c.- Eléctrico.
- d.- Combustión interrumpida.

¿Cuál de los siguientes elementos forma parte de un turborreactor?

- a.- Hélice.

- b.- Pílon.
- c.- Cámara de combustión.**
- d.- Góndola.

¿Dónde se realiza la compresión de los gases?

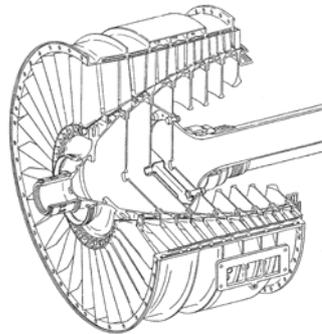
- a.- Turbina.
- b.- Cámara de combustión.
- c.- Tobera de salida.
- d.- Compresor.**

Un compresor axial está compuesto por:

- a.- Rotor, difusor y colector.
- b.- Rotor y Estator.**
- c.- Rotor difusor y estator.
- d.- Difusor y estator.

¿Cuál es el elemento de la fotografía?

- a.- Conducto de admisión.
- b.- Cámara de combustión.
- c.- Compresor.**
- d.- Turbina.

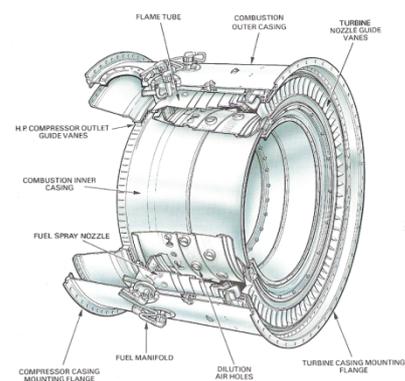


¿Dónde está situado el difusor pre-cámara?

- a.- Antes del difusor de entrada.
- b.- Antes del Compresor.
- c.- Detrás del Compresor.**
- d.- Detrás de la Turbina.

¿Qué tipo de cámara de combustión es la que aparece en fotografía?

- a.- Anular.**
- b.- Conjunto de cámaras individuales.
- c.- Cámara mixta o “can-annular”.
- d.- Centrífuga.



la

¿Cuál es la misión de la tobera de salida en los turbo reactores?

- a.- Comprimir los gases de salida de turbina a la atmósfera a la velocidad y en la dirección adecuada para producir el empuje resultante.
- b.- Descargar los gases de salida de turbina a la atmósfera a la velocidad y en la dirección adecuada para producir el empuje resultante.**
- c.- Calentar los gases de salida de turbina a la atmósfera a la temperatura y en la dirección adecuada para producir el empuje resultante.

d.- Descargar los gases de salida de turbina a la atmósfera a la temperatura y en la dirección adecuada para producir el empuje resultante.

¿De dónde se obtiene la potencia necesaria para arrastrar el conjunto de la caja de accesorios?

**a.- Eje compresor-turbina.**

b.- Cámara de combustión.

c.- Una toma de aire del compresor de alta.

d.- Del difusor de entrada.

¿A cual de los siguientes sistemas pertenece el subsistema de recuperación de aceite?

a.- Sistema de aire interno.

b.- Sistema de combustible.

**c.- Sistema de lubricación**

d.- Sistema de arranque.

¿Cuál de los siguientes sistemas es el encargado de la refrigeración interna del motor?

**a.- Sistema de aire interno.**

b.- Sistema de combustible.

c.- Sistema de lubricación.

d.- Sistema de arranque.

¿Cuáles son las dos formas de realizar el arranque de un motor según el tipo de energía empleada?

a.- Eléctrica e Hidráulica

**b.- Eléctrica y Neumática.**

c.- Neumática y Hidráulica.

d.- Hidráulica y Eólica.

¿Cuál es el número mínimo de bujías que debe haber en un motor por motivos de seguridad?

**a.- 2.**

b.- 1 por cada inyector de combustible.

c.- 2 por cada inyector y una por cada vaporizador.

d.- Mínimo 10 para garantizar la chispa.

¿Cuál es la misión del Sistema de antihielo?

a.- Permitir el desmontaje del carenado en condiciones adversas.

b.- Impedir la formación de hielo en la cámara de combustión.

**c.- Proteger el motor contra los efectos de la ingestión de hielo por la admisión.**

d.- Mejorar el funcionamiento del motor en latitudes altas.

¿De donde se sangra el aire para el sistema antihielo mediante aire caliente?

a.- De la tobera.

b.- De la cámara de combustión.

c.- Segunda etapa de turbina.

**d.- De una etapa del compresor de alta.**

¿Cuál de los siguientes elementos es un sistema de incrementación de empuje?

**a.- Postcombustor.**

- b.- Reversa.
- c.- Sistema antihielo.
- d.- Sistema de deflexión de flaps.

¿Cuál de los siguientes factores afectan al empuje?

- a.- El número de bombas de lubricación.
- b.- Velocidad de vuelo.**
- c.- El peso máximo al despegue.
- d.- La cantidad de combustible almacenada.

Cuándo aumentamos el número de revoluciones del motor, ¿ que pasa con el empuje?

- a.- Disminuye.
- b.- Aumenta.**
- c.- Permanece constante.
- d.- Disminuye muy poco, no es apreciable.

¿Qué tipo de motor de reacción es el representado en el esquema?

- a.- Turborreactor de dos compresores.**
- b.- Estatorreactor.
- c.- Turbohélice.
- d.- Turbofan.

